



Universidad
Carlos III de Madrid

DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS
Y TEORÍA DE ESTRUCTURAS.

TRABAJO FIN DE GRADO

EVALUACIÓN DEL COMPORTAMIENTO DE LAMINADOS DE
MATERIAL COMPUESTO CON UN CONCENTRADOR DE TENSIONES
SOMETIDOS A CARGAS DE COMPRESIÓN

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA

AUTOR: Marcos Pizarro Castro

DIRECTORAS: Shirley K. García Castillo y Marta M. Moure Cuadrado

Leganés, Marzo 2014



AGRADECIMIENTOS

A Shirley y Marta, por las incontables horas de trabajo, así como por la ayuda que me han prestado para poder llevar a cabo este proyecto.

A Brenda L. Buitrago, por su desinteresada colaboración.

A todos y cada uno de los componentes del Laboratorio de Ensayos Mecánicos de Airbus en Getafe, por su paciencia y amabilidad a la hora de poner a mi disposición su dilatada experiencia y conocimientos sobre materiales compuestos.

A mis compañeros y amigos que me han acompañado a lo largo de mis estudios.

Y en especial a mi familia, y sobre todo a Silvia, porque sin ellos no hubiera sido posible hacer realidad este Trabajo Fin de Grado.

Contenido

1	INTRODUCCIÓN	6
1.1	MOTIVACIÓN	6
1.2	OBJETIVOS	8
1.3	CONTENIDO	9
2	ANTECEDENTES	10
2.1	MATERIALES COMPUESTOS	10
2.1.1	REFUERZOS	10
2.1.2	FIBRA DE CARBONO	12
2.1.3	MATRICES	12
2.1.4	RESINAS EPOXI	13
2.1.5	LAMINADO	13
2.2	CONCENTRADOR DE TENSIONES	15
2.2.1	CONCENTRADOR DE TENSIONES CIRCULARES	17
2.3	IMPACTOS SOBRE MATERIALES COMPUESTOS	24
2.4	EVALUACIÓN DE PROPIEDADES RESIDUALES	26
2.4.1	INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA	26
2.4.2	ENSAYOS MECÁNICOS PARA DETERMINAR RESISTENCIA RESIDUAL	28
3	EVALUACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO PARA LAMINADOS DE CINTA	30
3.1	VERIFICACIÓN DEL MODELO DE WHITNEY Y NUISMER	33
3.2	ESTUDIO DE SENSIBILIDAD	34
3.3	EVOLUCIÓN DEL FACTOR DE CONCENTRACIÓN DE TENSIONES EFECTIVO	37
4	EVALUACIÓN MODELO TEÓRICO EN LAMINADOS DE TEJIDO	40
4.1	METODOLOGÍA EXPERIMENTAL	41
4.1.1	EVALUACIÓN DE LA EXTENSIÓN DEL ÁREA DAÑADA	41
4.1.2	APROXIMACIÓN DEL DAÑO OBTENIDO A UN AGUJERO EN ZONA CENTRAL	45
4.2	APLICACIÓN DEL MODELO TEÓRICO BAJO CARGAS DE COMPRESIÓN	47
5	ESTUDIO DE VIABILIDAD DE ENSAYO DE COMPRESIÓN DESPUÉS DE IMPACTO.	51
6	CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	57
6.1	CONCLUSIONES	57
6.2	TRABAJOS FUTUROS	58
7	BIBLIOGRAFÍA	59

Índice de Figuras

Figura 1. 1 Evolución del uso de materiales compuestos en aviación (www.madrimasd.org).....	6
Figura 2. 1 Porcentaje en peso de materiales utilizados en Airbus A350 (www.a350xwb.com).	10
Figura 2. 2 Fibras trabajando a tracción (Fuente: Transparencias asignatura Mecánica Materiales Compuestos, E. Barbero et al. 2010).....	11
Figura 2. 3 Ejemplo de laminado con capas orientadas en distintas direcciones.....	14
Figura 2. 4 Ejemplo de Lámina unidireccional (www.vectorply.com).....	14
Figura 2. 5 Ejemplo de Lámina tipo tejido equilibrado (www.vectorply.com).	15
Figura 2. 6 Ejemplos de distribución de tensiones en piezas con distintos concentradores de tensiones sometidas a tracción. (www.wikipedia.es).	15
Figura 2. 7 Factor de concentración de tensiones para una barra cilíndrica con un agujero en su zona central (Fuente: Peterson, 1974. Pág 272).....	16
Figura 2. 8 Distribución de tensiones según el criterio de tensión puntual (PSC).	20
Figura 2. 9 Distribución de tensiones según el criterio de tensión promedia (ASC).....	22
Figura 2. 10 : Avión que sufrió un impacto contra una bandada de pájaros en pleno vuelo (www.elmundo.es).	26
Figura 2. 11 Equipo de inspección no destructiva C-Scan.....	27
Figura 2. 12 Útil de ensayo para CAI según Norma ISO-1832:2009 (Fuente: ISO-1832:2009).....	29
Figura 3. 1 Distribución de tensiones según PSC (figura a) y según ASC (figura b).....	30
Figura 3. 2 Reproducción de resultados de Whitney y Nuismer 1974.....	33
Figura 3. 3 Comparación de resultados para distintos valores de d_0 según PSC.....	36
Figura 3. 4 Comparación de resultados para distintos valores de a_0 según ASC.....	37
Figura 3. 5 Evolución del factor de concentración de tensiones efectivo K_E vs Posición "y"	38
Figura 4. 1 Aspecto de las dos caras de la probeta con identificación LF-21 del material AS4/8552.	41
Figura 4. 2 Vista general del C-Scan.....	42

Figura 4. 3 Instalación del C-Scan (Fuente: S.K. García et al., 2014).	43
Figura 4. 4 Resultado de la inspección de la probeta de tejido equilibrado AS4/8552.	44
Figura 4. 5 Cálculo del área dañada.....	44
Figura 4. 6 Extensiones de áreas dañadas para laminados de tejido de fibra carbono/epoxi previamente impactados.....	45
Figura 4. 7 Aproximación de daño inspeccionado a un agujero en zona central.	46
Figura 4. 8 Área dañada VS Radio.....	46
Figura 4. 9 Factor de concentración de tensiones K_e VS Radio de cada probeta (PSC).....	49
Figura 4. 10 Factor de concentración de tensiones K_e VS Radio de cada probeta (ASC) ...	50
Figura 5. 1 Máquina de ensayo universal Instron.	51
Figura 5. 2 Útil empleado para los ensayos de CAI.	52
Figura 5. 3 Montaje del útil en máquina.	53
Figura 5. 4 Curva de Carga VS Desplazamiento del actuador de la placa sin impactar.	53
Figura 5. 5 Gráfica característica carga vs tiempo de un ensayo de CAI (Fuente: Sánchez- Sáez, 2007).....	54
Figura 5. 6 Curva de Carga VS Desplazamiento del actuador de placa impactada	54
Figura 5. 7 Zona del útil de ensayo en la que se aprecian holguras de hasta 0.70 mm.....	55
Figura 5. 8 Probeta impactada que en las zonas señaladas no presenta fallo típico de rotura por compresión.	56

Índice de tablas

Tabla 3. 1 Propiedades de una lámina de Scotchply 1002	31
Tabla 3. 2 Dimensiones y relaciones geométricas de ensayos a tracción.....	34
Tabla 3. 3 Valores máximos de K_E	39
Tabla 4. 1 Propiedades mecánicas de lámina de tejido AS4/8552.....	40
Tabla 4. 2 Resumen de datos de la inspección del AS4/8552.	47

1 INTRODUCCIÓN

1.1 MOTIVACIÓN

Los materiales compuestos son utilizados en todo tipo de industrias, pero históricamente se puede afirmar que tanto el sector aeronáutico como el aeroespacial han sido los principales precursores en el desarrollo y fabricación de elementos estructurales con materiales compuestos avanzados. Los materiales compuestos más utilizados en el sector aeronáutico son las matrices poliméricas reforzadas con fibras de vidrio o de carbono, ya sean en forma de tejido o fibras. Dichos materiales presentan unas excelentes propiedades físicas de resistencia y rigidez, así como una baja densidad, lo que permite disminuir el peso estructural. Ahorrar peso permite reducir consumo de combustible, minimizar costes de operación y asegurar la protección medioambiental. Además, generalmente los materiales compuestos se ven menos afectados por la fatiga, el daño mecánico o la corrosión que los materiales metálicos.

Todas estas características suponen una excelente razón para continuar desarrollando futuros materiales compuestos y mejorar los procesos de fabricación. La evolución del uso de materiales compuestos desde la década de 1980 hasta la actualidad puede apreciarse en la figura 1.1. Se observa un aumento exponencial de la utilización de materiales compuestos. Como ejemplo de esta evolución se puede citar que en el Airbus A350, de reciente diseño, existen grandes estructuras íntegramente fabricadas de material compuesto como el Wing Lower/ Upper Cover (www.airbus.com).

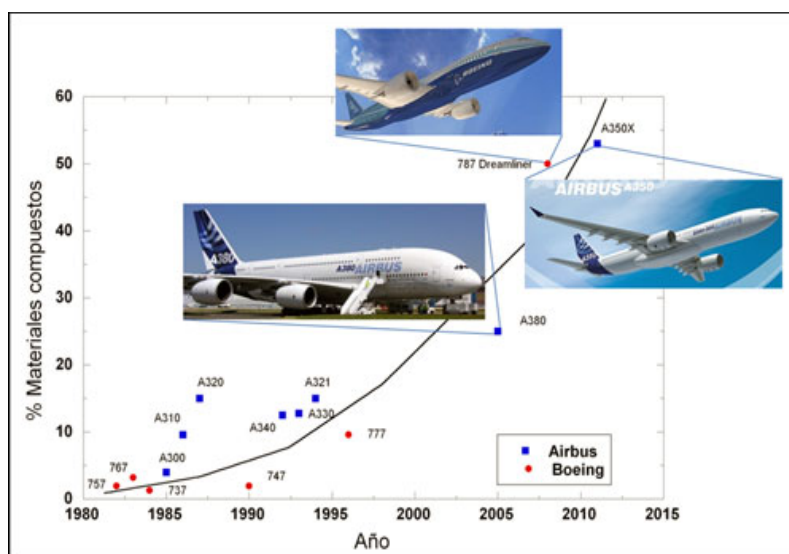


Figura 1. 1 Evolución del uso de materiales compuestos en aviación (www.madrimasd.org).

La competencia actual entre las compañías aeronáuticas Airbus y Boeing, y el incremento en la utilización de materiales compuestos en los nuevos programas, así como su utilización en nuevas partes de las aeronaves han permitido un auge en las investigaciones de materiales compuestos de matriz orgánica, especialmente los reforzados con fibra. Este aumento de uso ha hecho que sea necesario estudiar los procesos de producción de este tipo de materiales para poder producir una cantidad suficiente para abastecer a este mercado, así como es necesario estudiar su comportamiento en servicio.

Los materiales compuestos no sólo se utilizan en el sector aeronáutico y aeroespacial, también son utilizados en otros sectores relacionados con el transporte, como por ejemplo la industria naval, la automovilística (especialmente en competición) y la ferroviaria. En estos sectores el peso no es un factor tan crítico, por lo que debido a su elevado coste y a la dificultad de producir suficiente cantidad para grandes lotes de producción de este tipo de materiales, son empleados en menor medida.

A pesar de las numerosas ventajas, los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibra de carbono utilizados en el sector aeronáutico presentan a día de hoy una serie de inconvenientes. El principal problema es el alto coste de la producción, fabricación y certificación de este tipo de materiales. Otros de los problemas que afectan a este tipo de materiales son la baja conductividad eléctrica (hay que prestar especial atención a los impactos de rayo), la dificultad para reciclar materiales una vez acabado su ciclo útil y la baja resistencia frente a impactos fuera del plano, ya sea a alta o baja velocidad.

En el sector aeronáutico es de vital importancia estudiar el comportamiento frente a cargas dinámicas, ya que numerosos objetos podrían causar impactos reales en las aeronaves, como por ejemplo piedras o piezas metálicas que choquen contra la aeronave, colisiones con aves pleno vuelo e incluso granizo. Estas sollicitaciones dinámicas podrían tener consecuencias catastróficas si la resistencia frente a impacto no fuera la adecuada.

Además de los impactos a alta velocidad mencionados anteriormente es importante prestar atención a los impactos a baja velocidad que pueden ocasionar delaminaciones a la pieza, y por lo tanto una pérdida de propiedades mecánicas. Algunos ejemplos de estos

impactos a baja velocidad pueden ser golpes producidos por la caída de herramientas durante la fabricación o mantenimiento de las aeronaves o los impactos recibidos durante una tormenta de granizo.

La resistencia mecánica de los materiales compuestos se ve afectada por la presencia de concentradores de tensión, así como por los impactos que pueda sufrir durante su vida útil. Debido a que en ocasiones no es posible localizar el daño a simple vista, uno de los principales problemas que generan los impactos es la posibilidad de que una pieza previamente dañada siga en funcionamiento. Por lo tanto resulta muy importante dominar dos campos, por un lado las técnicas de inspección no destructiva que permiten conocer el daño que presenta una pieza, y por otro lado el análisis experimental de resistencia residual, para conocer que el valor de resistencia que tiene la pieza aunque previamente haya sufrido un daño.

La motivación para realizar el presente Trabajo Fin de Grado surge al intentar predecir cómo afecta la suma de dos conocidos factores que por separado repercuten de forma severa a los materiales compuestos haciendo notable una pérdida de propiedades mecánicas: por una parte el área dañada debido a los impactos y por otra la aparición de concentradores de tensiones.

1.2 OBJETIVOS

El objetivo principal es evaluar la viabilidad de la aplicación de un modelo analítico desarrollado para placas de material compuesto que presenta un concentrador de tensiones fabricada de material compuesto a las que se aplican cargas en el plano pueden ser utilizados para predecir el fallo de probetas que previamente han recibido un impacto a alta velocidad y por lo tanto presentan un área dañada. Para conseguir el objetivo principal, se establecen los siguientes objetivos secundarios:

- Estudiar el modelo analítico desarrollado por Whitney y Nuismer (1974), el cual analiza el comportamiento de materiales compuestos que contengan un concentrador de tensiones sometidos a cargas en el plano.
- Reproducir los resultados experimentales del modelo analítico bajo cargas de tracción.
- Realizar un estudio de sensibilidad a partir de los parámetros característicos del modelo teórico de Whitney y Nuismer.

- Conocer el funcionamiento práctico de un método de inspección no destructiva, en concreto el C-Scan.
- Estudiar el área dañada en laminados de tejido equilibrado de material AS4/8552 que previamente han sido sometidos a impactos de alta velocidad (Buitrago, 2012).
- Aplicar el modelo teórico de Whitney y Nuismer (1974) a placas con agujero bajo cargas de compresión sobre el material al cual se ha medido el área dañada.
- Evaluar la posibilidad de utilizar un útil diseñado previamente para ensayos de compresión después de impacto (Compression After Impact, CAI), sobre laminados con una geometría diferente a la establecida en las condiciones iniciales de diseño.

1.3 **CONTENIDO**

El presente Trabajo Fin de Grado se estructura en seis capítulos que se describen a continuación:

- En este primer capítulo se expone la motivación, los objetivos y el contenido desarrollados en el Trabajo Fin de Grado.
- En el segundo capítulo, llamado antecedentes, se realiza una introducción al tema tratado, así como se realiza un estudio bibliográfico referente al tema desarrollado.
- En el tercer capítulo se desarrolla la reproducción del modelo teórico y se lleva a cabo un estudio de sensibilidad de los parámetros característicos, que permiten conocer si la aproximación del modelo es buena comparando con resultados experimentales.
- En el cuarto capítulo se lleva a cabo la inspección no destructiva de probetas fabricadas a partir de láminas de tejido no equilibrado de material AS4/8552 mediante el método del C-Scan, se realiza una aproximación a placas con un agujero centrado, después se aplica el modelo teórico de Whitney y Nuismer (1974) a dichas placas.
- En el quinto capítulo se evalúa si es posible realizar un ensayo de compresión después de impacto sobre placas de dimensiones de $125 \times 125 \text{ mm}^2$ en un útil diseñado para ensayar placas de $120 \times 120 \text{ mm}^2$.
- En el sexto capítulo se presentan las conclusiones y se indican posibles trabajos futuros a desarrollar relacionados con este Trabajo Fin de Grado.
- En el séptimo y último capítulo se presenta la bibliografía estudiada para la realización de este trabajo.

2 ANTECEDENTES

2.1 MATERIALES COMPUESTOS

Un material compuesto es aquel formado por dos o más componentes, de manera que las propiedades del material resultante sean superiores que las de los componentes por separado (Miravete, 2000). Estos materiales están formados por la matriz y el refuerzo, siendo función de la matriz distribuir la carga y contener al refuerzo, el cual aporta resistencia, dureza y rigidez al conjunto.

Los materiales compuestos más antiguos provienen de la naturaleza: la madera consiste en fibras de celulosa contenidas en una matriz de lignina (Barbero, 2011) muy utilizada en construcciones aprovechando la mayor resistencia del material en dirección de la fibra.

El auge de los materiales compuestos surge en el siglo XX, debido principalmente al crecimiento de su uso en el sector aeronáutico, dónde son empleados generalmente con fines estructurales. En la actualidad los últimos aviones diseñados tienen un elevado porcentaje en peso de materiales compuestos, cómo se puede comprobar en la figura 2.1.

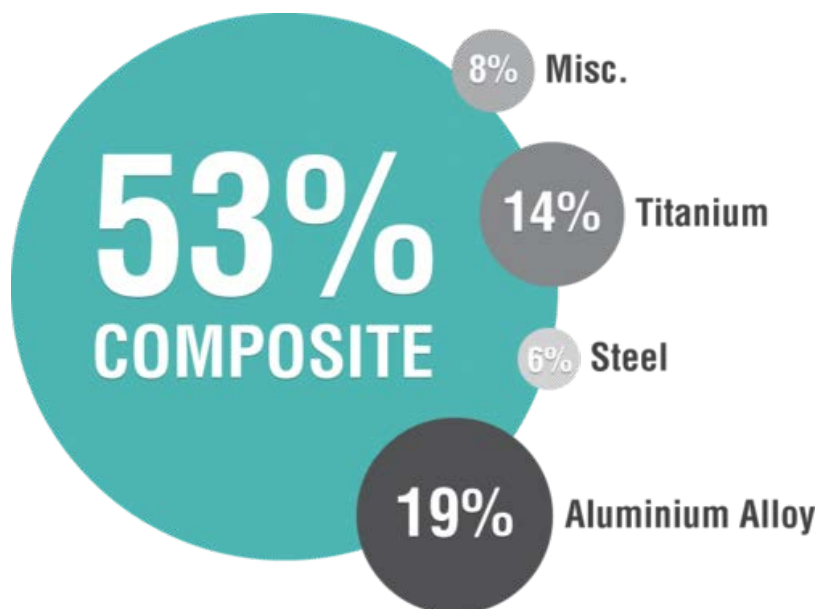


Figura 2. 1 Porcentaje en peso de materiales utilizados en Airbus A350 (www.a350xwb.com).

2.1.1 REFUERZOS

Los refuerzos de los materiales compuestos pueden clasificarse según su geometría en partículas o fibras (A. Kaw, 1997). Las partículas se añaden generalmente de forma aleatoria, lo que provoca que el material resultante tenga propiedades isotrópicas. La

ventaja de los materiales compuestos reforzados con partículas es el menor coste económico comparado con los materiales reforzados con fibra, aunque las propiedades mecánicas conseguidas son menores que en el caso de materiales reforzados con fibras.

Los refuerzos con fibra son los más empleados. Existen cuatro factores que contribuyen de manera directa al comportamiento mecánico de un material compuesto reforzado con fibra:

- **Longitud de fibra.** Las fibras pueden ser cortas o largas. Las fibras largas son fácilmente orientables, y aportan mejores propiedades que las fibras cortas. Sin embargo, las fibras cortas tienen un menor coste y es más fácil trabajar con ellas.
- **Orientación de fibras.** Las fibras orientadas en una dirección ofrecen elevadas resistencias y rigidez en dicha dirección. En la figura 2.2 se pueden observar fibras trabajando a tracción, que es la dirección en la cual presentan sus mejores propiedades. Si en el laminado existen direcciones distintas, el material ofrecerá elevadas propiedades mecánicas en dichas direcciones, pero nunca tan altas como si las fibras estuvieran orientadas en una sola dirección.
- **Forma de la sección.** La gran mayoría de materiales compuestos empleados son de sección circular, debido a su fácil producción. Las fibras con secciones hexagonales aportan una pequeña mejora de propiedades, pero no es suficiente como para justificar la dificultad de la producción de este tipo de sección.
- **Material.** El material de la fibra influye directamente en las propiedades mecánicas obtenidas. De manera general, las fibras aportan un elevado módulo de elasticidad y resistencia en la dirección de la fibra. Las fibras más utilizadas en la industria son las fibras de carbono, de vidrio, de boro y de aramida.

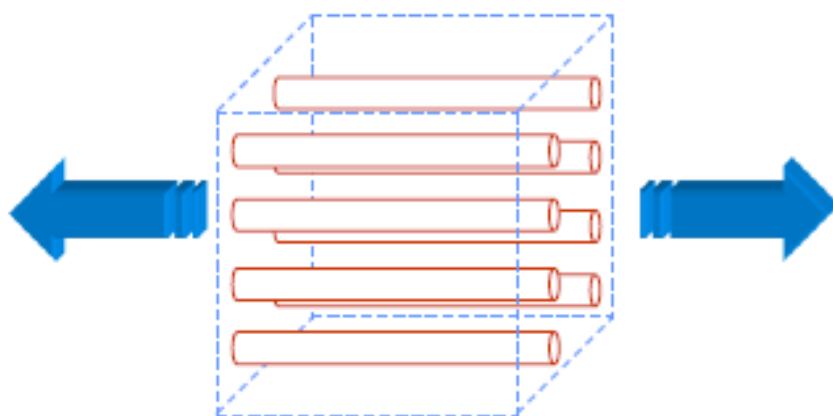


Figura 2. 2 Fibras trabajando a tracción (Fuente: Transparencias asignatura Mecánica Materiales Compuestos, E. Barbero et al. 2010)

2.1.2 **FIBRA DE CARBONO**

La fibra de carbono es un refuerzo aplicado de forma muy habitual en la industria aeronáutica debido a sus excelentes propiedades en cualquier rango de temperaturas:

- Baja densidad, lo que implica unas elevadas propiedades específicas.
- Elevado módulo de elasticidad y resistencia a tracción.
- Excelentes propiedades de resistencia a fatiga. La fibra de carbono presenta muy buen comportamiento cuando se encuentra sometido a cargas cíclicas.

El elevado coste es el principal inconveniente a la hora de emplear la fibra de carbono, a pesar de que a lo largo de los últimos años su coste se va reduciendo debido a su alta aplicabilidad en diversas industrias.

Según la temperatura del tratamiento de calentamiento, se definen tres tipos diferentes de fibra de carbono:

- Fibra de Carbono de Alto Módulo (HM). Este tratamiento necesita la mayor temperatura. La fibra resultante es la más rígida.
- Fibra de Carbono de Alta Resistencia (HR). La temperatura requerida en el tratamiento es la que proporciona mayor resistencia a tracción. Se trata de la fibra más fuerte.
- Fibra de Carbono (III). El tratamiento es a menor temperatura que en los otros dos casos, por lo que su producción es más económica. La rigidez obtenida es menor que en los otros dos tipos de fibra, pero la resistencia es buena.

2.1.3 **MATRICES**

De forma general, los refuerzos con fibra no se aplican por sí solos, debido a que no pueden soportar esfuerzos de compresión ni tampoco esfuerzos transversales (Kaw, 1997). Por este motivo es necesario el uso de una matriz, cuyas funciones principales son las siguientes:

- Mantener las fibras o partículas unidas.
- Proteger las fibras de las condiciones exteriores, lo que favorece la resistencia a corrosión.
- Transferir las cargas externas hasta las fibras.
- Separar las fibras para evitar que si una falla se produzca el colapso de todo el material.

Algunos ejemplos de propiedades que dependen de la matriz son:

- Rigidez en dirección transversal, módulo de elasticidad en dirección transversal, resistencia a cortadura interlaminar (cuando se somete a cargas de flexión), conductividad eléctrica y conductividad térmica.
- La capacidad del material compuesto respecto a fatiga también está determinada por la matriz.

Las matrices pueden ser poliméricas, metálicas o cerámicas, siendo las más utilizadas en la industria las matrices poliméricas. Estas pueden ser de origen termoplástico o de origen termoestable. Las matrices de base polimérica termoestable más utilizadas son epoxi, viniléster y poliéster.

2.1.4 **RESINAS EPOXI**

Se trata de las resinas más utilizadas en la industria. A pesar de ser más costosa que otras matrices poliméricas, más de dos tercios de las matrices poliméricas empleadas en la industria aeronáutica son de este tipo, debido a sus propiedades:

- Excelentes propiedades mecánicas.
- Alta impregnación en los refuerzos de fibra, debido a su baja viscosidad.
- Gran versatilidad, lo que permite que puedan ser utilizadas en distintas aplicaciones. Esto es posible porque pueden variarse los parámetros de fabricación para adaptar la resina a la aplicación en la que será empleada.
- Elevadas temperaturas de trabajo sin pérdida de propiedades.
- Capacidad de obtener piezas de difícil acabado sin tener un coste muy elevado.

2.1.5 **LAMINADO**

Una lámina se define cómo la unidad de los materiales compuestos (Miravete, 2000). Se trata de una capa del material compuesto (matriz más refuerzo) con un espesor muy pequeño, que suele estar comprendido entre 0.1 y 1.5 mm. Se conoce como laminado al apilamiento de láminas. Las láminas apiladas pueden estar orientadas en la misma o en distintas direcciones. Un ejemplo puede observarse en la figura 2.3, donde se muestra un laminado simétrico $[0, -45, +45, 90]_s$.

Posicionamiento de las capas

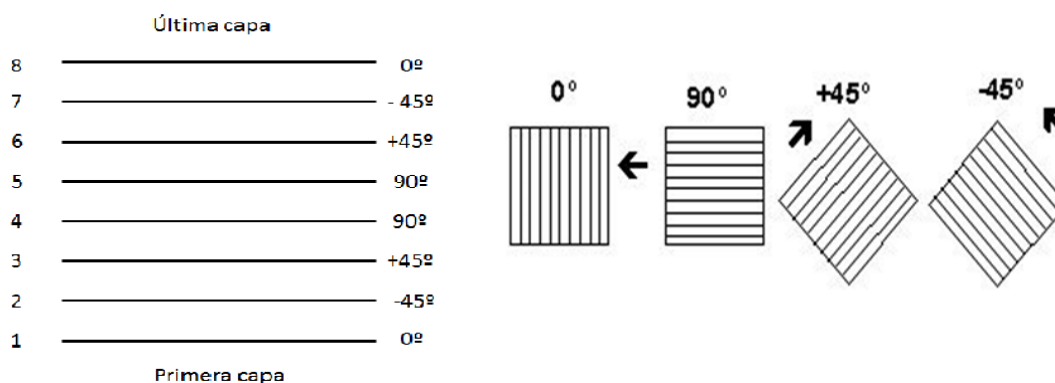


Figura 2. 3 Ejemplo de laminado con capas orientadas en distintas direcciones.

Los dos tipos de láminas utilizados de forma habitual son:

- **Lámina unidireccional.** La totalidad de las fibras están orientadas en la misma dirección. En este tipo de láminas existe isotropía transversal, es decir, en la dirección perpendicular del plano de las fibras las propiedades son las mismas.

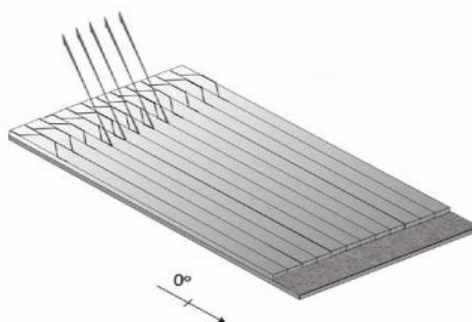


Figura 2. 4 Ejemplo de Lámina unidireccional (www.vectorply.com).

- **Lámina tipo tejido.** Las fibras están orientadas en dos direcciones perpendiculares entre sí, y siguen una secuencia de enlace concreta. Las fibras longitudinales se denominan urdimbre, y está entrelazadas con la trama (dirección transversal). El tejido se denomina equilibrado si el 50% de las fibras está orientado en cada dirección. Las propiedades mecánicas de los laminados de tejido equilibrado son isotrópicas, es decir, las propiedades son las mismas en todas las direcciones del plano. Si las fibras no están orientadas al 50%, el tejido se denomina no equilibrado, y sus propiedades son distintas según la dirección en que sean medidas (ortotropía).

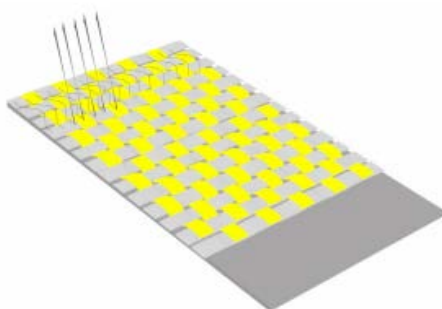


Figura 2. 5 Ejemplo de Lámina tipo tejido equilibrado (www.vectorply.com).

2.2 CONCENTRADOR DE TENSIONES

La presencia de distintas irregularidades en la geometría de una pieza, como pueden ser taladros, grietas o cambios bruscos de sección, produce una localización de la tensión en las zonas próximas a la irregularidad conocida como concentración de tensiones y evaluada a través del factor de concentración de tensiones. Como consecuencia de la aparición de concentración de tensiones las propiedades mecánicas del material se van a ver reducidas. En la figura 2.6 se puede apreciar cómo afecta a la distribución de tensiones de una placa la presencia de distintos concentradores de tensiones.

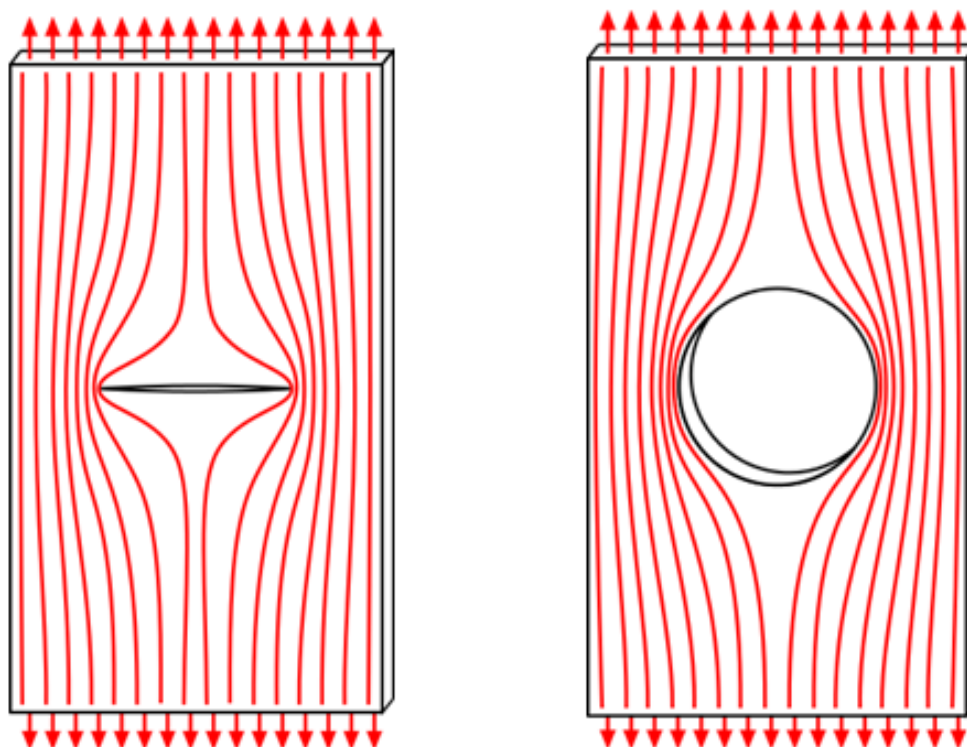


Figura 2. 6 Ejemplos de distribución de tensiones en piezas con distintos concentradores de tensiones sometidas a tracción. (www.wikipedia.es).

De forma general, en materiales isótropos este problema se aborda utilizando los factores de concentrador de tensiones [Stress Concentration Factor (SCF)], existiendo referencias bibliográficas dónde se pueden consultar factores de concentración de tensiones para diversas formas geométricas y distintas solicitaciones (Peterson, 1974).

Un ejemplo de SCF contenido en la obra de Peterson se puede observar en la figura 2.7, dónde se aprecia el factor de un tubo cilíndrico de radio R sometida a tracción con un concentrador de tensiones circular en su zona central. Puede apreciarse que los factores de concentración de tensiones (SCF) dependen de factores geométricos así como del tipo de carga al que se ven sometidos.

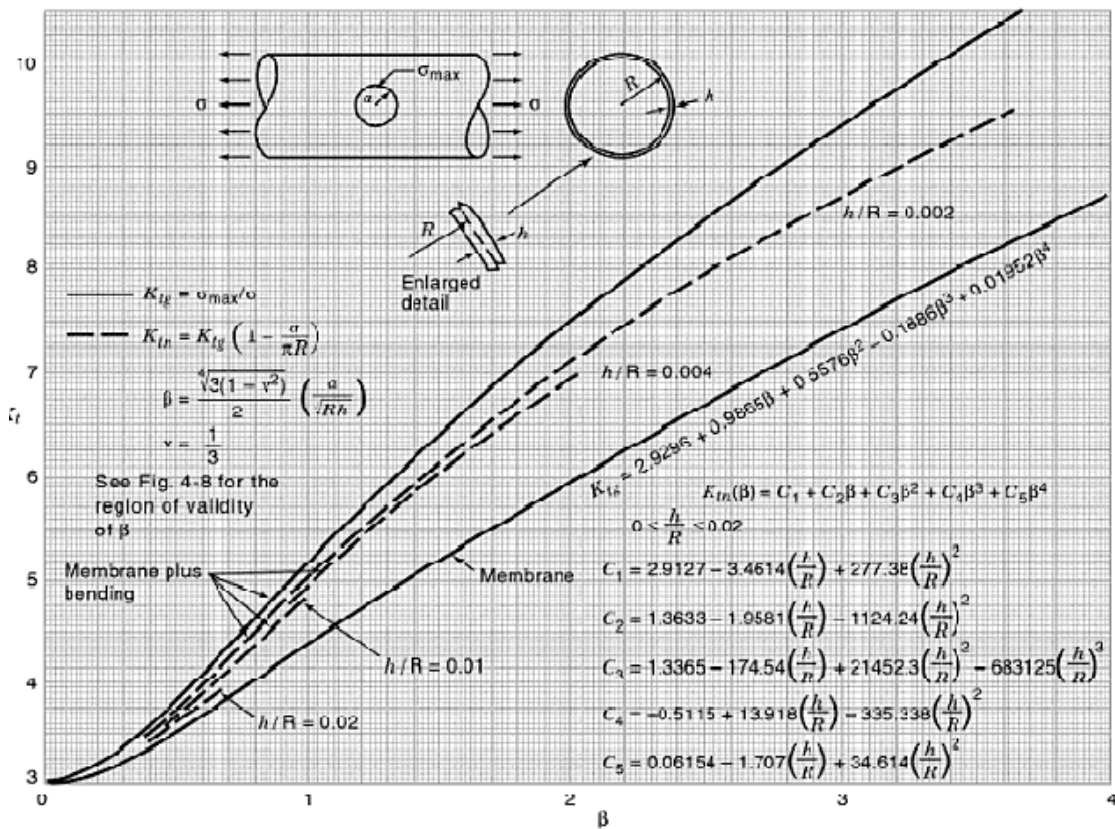


Figura 2. 7 Factor de concentración de tensiones para una barra cilíndrica con un agujero en su zona central (Fuente: Peterson, 1974. Pág 272)

2.2.1 **CONCENTRADOR DE TENSIONES CIRCULARES**

Los agujeros en materiales compuestos crean un concentrador de tensiones que reduce sus propiedades mecánicas. Existen varios estudios sobre el comportamiento de materiales compuestos con un concentrador de tensiones circular. Existe un número mayor de estudios que se refiere a cargas de tracción, aunque también existe algún estudio de piezas sometidas a compresión. Los criterios más utilizados para predecir la resistencia de laminados que contienen concentrador de tensiones son el Criterio de Tensión Puntual [*Point Stress Criterium (PSC)*] y el Criterio de Tensión Promedio [*Average Stress Criterium (ASC)*], propuestos por Whitney y Nuismer en 1974. Ambos criterios están basados en factores geométricos. Este estudio fue llevado a cabo para intentar explicar el denominado “efecto tamaño del agujero”, por el cual se observó que en placas con idénticos laminados, una placa con un agujero de mayor diámetro presenta una disminución mayor de resistencia mecánica que una placa con un agujero menor. Este efecto no se puede explicar mediante el factor clásico de la concentración de tensiones, ya que todos los agujeros, de manera independiente de su tamaño tienen el mismo factor de concentración de tensiones. A partir de los criterios originales de Nuismer y Whitney se han desarrollado distintos modelos, algunos de los cuales serán presentados más adelante.

CRITERIOS DE WHITNEY Y NUISMER (Whitney y Nuismer, 1974)

Cómo se ha comentado anteriormente, cualquier tipo de irregularidad que se encuentre en un laminado origina un aumento del valor de la tensión en comparación con un laminado de las mismas características sin irregularidad (E.J. Barbero, 2011). De forma general, este problema se tiene en cuenta a la hora de diseñar mediante el uso de factores de concentración de tensiones (SCF). El factor de concentraciones teórico K_t establece la relación (ecuación 2.1) entre la tensión nominal calculada suponiendo que no existe irregularidad (σ_N) y con la tensión máxima que se da en el borde del agujero (σ_{max}). El fallo de un material frágil se producirá cuando el valor de σ_{max} alcance el valor de resistencia máxima del material.

$$K_t = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_N} \quad (2.1)$$

A partir del concepto de sensibilidad de entalla “ q ” se puede explicar el fenómeno mediante el cual los materiales compuestos multicapa son capaces de soportar una tensión nominal mayor a la que se obtiene mediante la ecuación 2.1. Al inicio de aplicar la carga se alcanzan altos valores de tensión (predichos por la ecuación 2.1), que generan un daño en la zona de la discontinuidad. Este daño causado, supone una menor rigidez del material, lo que contribuye a una reducción de tensión máxima. Esto supone que el valor del concentrador de tensiones es menor, por lo que el factor de concentración de tensiones efectivos “ K_e ” es menor que el teórico “ K_t ”. Esta reducción se debe a la sensibilidad del material a las entallas. Dicho factor en los materiales compuestos depende del tipo de laminado y del tamaño del agujero.

El factor de sensibilidad de entalla “ q ” se define como:

$$q = \frac{K_e - 1}{K_t - 1} \quad (2.2)$$

Los valores del factor de sensibilidad de entalla se encuentran comprendidos entre $q = 0$ y $q = 1$.

- Si $q = 0$, el material no presenta sensibilidad a las entallas. En este caso $K_e = 1$.
- Si $q = 1$, el material presenta una sensibilidad total a las entallas. En este caso $K_e = 0$.

Cómo a partir de la bibliografía es posible encontrar valores teóricos de K_t (S.C. Tan, 1994), resulta muy útil expresar la ecuación 2.2 de la siguiente manera:

$$K_e = 1 + q \cdot (K_t - 1) \quad (2.3)$$

Por lo tanto, el esfuerzo nominal de rotura se calcula mediante:

$$F_N = \frac{F_0}{K_e} \quad (2.4)$$

Siendo F_N el esfuerzo nominal y F_0 el esfuerzo del material sin agujero.

CRITERIOS DE FALLO

Dada una placa ortotrópica infinita con un agujero de radio R , como las mostradas en las figuras 2.8 y 2.9, a la cual se aplica una tensión uniforme σ_N paralela al eje X en el infinito del laminado, la tensión normal σ_x a lo largo del eje “ Y ” en la zona central de la placa se puede expresar cómo:

$$\sigma_x(0, y) = \frac{\sigma_N}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{R}{y} \right)^2 + 3 \left(\frac{R}{y} \right)^4 - (Kt^\infty - 3) \left[5 \left(\frac{R}{y} \right)^6 - 7 \left(\frac{R}{y} \right)^8 \right] \right\} ; y > R \quad (2.5)$$

Kt^∞ es el factor de concentración de tensiones ortotrópico para una placa de ancho infinito, y se calcula mediante la expresión:

$$Kt^\infty = 1 + \sqrt{\frac{2}{A_{22}} \left(\sqrt{A_{11}A_{22}} - A_{12} + \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{2A_{66}} \right)} \quad (2.6)$$

Dónde A_{ij} son las matrices de rigidez del laminado que se puede obtener de la placa aplicando la teoría del laminado. La ecuación 2.6 es aplicable para laminados simétricos equilibrados con cargas aplicadas en el plano. Sin embargo no se puede aplicar a laminados no simétricos o no equilibrados ni a condiciones de carga de flexión o cortadura.

Cómo se puede observar en la ecuación 2.6, el concentrador de tensiones Kt^∞ no depende del diámetro del radio del agujero. Sin embargo, de forma experimental se ha demostrado que la resistencia aumenta cuando el diámetro del agujero disminuye.

Esta ecuación también puede expresarse en función de los módulos de elasticidad efectivos del laminado:

$$Kt^\infty = 1 + \sqrt{2 \left(\sqrt{\frac{E_x}{E_y}} - \nu_{xy} + \frac{E_x}{2G_{xy}} \right)} \quad (2.7)$$

Dónde E_x es el módulo de elasticidad en dirección de la carga; E_y es el módulo de elasticidad en dirección transversal; ν_{xy} es el coeficiente de Poisson en el plano y G_{xy} es el módulo de cortadura.

CRITERIO DE TENSIÓN PUNTUAL (PSC)

El criterio de tensión puntual [*Point Stress Criterion, (PSC)*] formulado por Whitney y Nuismer (1974), indica que el fallo del laminado con agujero se produce cuando σ_x a una determinada distancia d_0 del agujero (ver figura 2.8), iguala o supera la resistencia del laminado sin agujero σ_0 , según la siguiente expresión:

$$\sigma_x(0, y)|_{y=R+d_0} = \sigma_0 \quad (2.8)$$

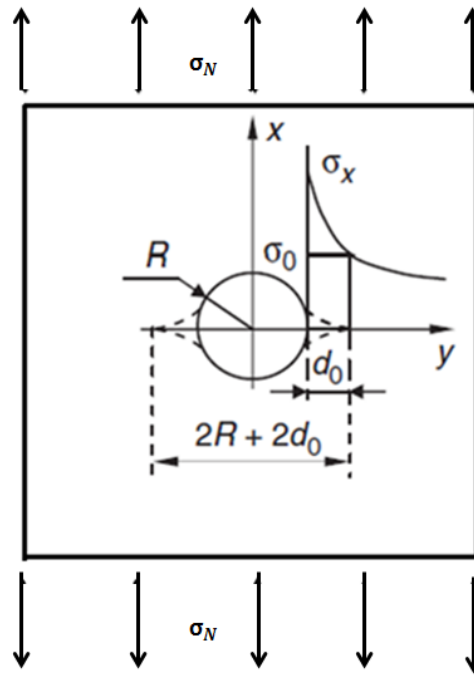


Figura 2. 8 Distribución de tensiones según el criterio de tensión puntual (PSC).

La distribución de tensiones a partir de la figura 2.8 y de la ecuación 2.5 se puede expresar como:

$$\sigma_x(0, R + d_0) = \left[1 + \frac{1}{2} \xi_1^2 + \frac{3}{2} \xi_1^4 - \frac{(Kt^\infty - 3)}{2} \cdot (5\xi_1^6 - 7\xi_1^8) \right] \cdot \sigma_n f_w \quad (2.9)$$

Dónde Kt^∞ se calcula mediante la Ecuación 2.6, σ_n es la tensión aplicada, ξ_1 es un factor geométrico que depende del radio R del laminado y se calcula a partir de la siguiente expresión:

$$\xi_1 = \frac{R}{R+d_0} \quad (2.10)$$

Siendo d_0 la distancia característica, que puede ser considerado como una propiedad del material del laminado, y no depende del tamaño del agujero. Esta distancia característica

requiere una comparación con resultados experimentales y de manera general, se suele elegir un valor de d_0 comprendido entre 1 y 2 mm (Whitney y Nuismer, 1974).

El factor de corrección f_w se utiliza cuando las placas son de anchura finita W . En el caso de que se cumpla la condición $\frac{2R}{W} \leq \frac{1}{3}$, f_w se puede expresar cómo:

$$f_w = \frac{2 + \left(1 - \frac{2R}{W}\right)^3}{3 \left(1 - \frac{2R}{W}\right)} \quad (2.11)$$

Siendo R el radio del agujero y W el ancho de la placa.

De acuerdo con el criterio de tensión puntual, se produce el fallo cuando la tensión calculada en la ecuación 2.9 a una distancia d_0 desde el extremo del radio se iguala a la resistencia sin agujero F_0 . El criterio de fallo se expresa en la ecuación 2.12:

$$\left[1 + \frac{1}{2}\xi_1^2 + \frac{3}{2}\xi_1^4 - \frac{(Kt^\infty - 3)}{2} \cdot (5\xi_1^6 - 7\xi_1^8)\right] f_w \cdot F_N = F_0 \quad (2.12)$$

Siendo F_N el esfuerzo nominal de fallo.

A partir de las ecuaciones 2.4 y 2.12 se llega a la expresión del factor de concentración de tensiones efectivo K_e :

$$K_e = \frac{F_0}{F_N} = \left[1 + \frac{1}{2}\xi_1^2 + \frac{3}{2}\xi_1^4 - \frac{(Kt^\infty - 3)}{2} \cdot (5\xi_1^6 - 7\xi_1^8)\right] \cdot f_w \quad (2.13)$$

La expresión que se encuentra en el interior del corchete de la ecuación 2.13 se denomina K_e^∞ , y es el factor de concentración de tensiones de una placa de ancho infinito con un agujero. Por lo tanto el factor de concentración de tensiones K_e se define cómo:

$$K_e = K_e^\infty \cdot f_w \quad (2.14)$$

CRITERIO DE TENSIÓN PROMEDIA (ASC)

El segundo criterio propuesto por Whitney y Nuismer (1974) para predecir el fallo en una placa con agujero circular sometida a una carga aplicada en el plano es el Criterio de Tensión Promedia [*Average Stress Criterion, (ASC)*]. Indica que el fallo ocurre cuando la tensión media a lo largo de una distancia a_0 (figura 2.9) medida desde el borde del agujero alcanza el valor del esfuerzo a tracción del laminado sin orificio F_0 :

$$\frac{1}{a_0} \int_R^{R+a_0} \sigma_x(0, y) dy = \sigma_0 \quad (2.15)$$

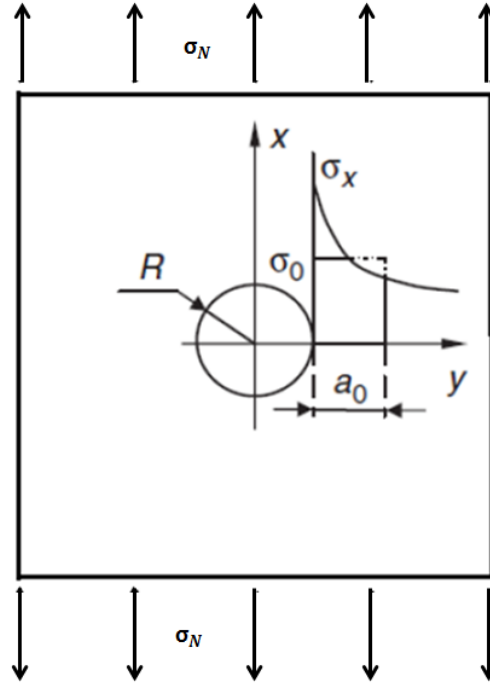


Figura 2. 9 Distribución de tensiones según el criterio de tensión promedia (ASC).

La distribución de tensiones se puede expresar como:

$$\sigma_x(0, R + a_0) = \left[\frac{2 - \xi_2^2 - \xi_2^4 + (Kt^\infty - 3) \cdot (\xi_2^6 - \xi_2^8)}{2(1 - \xi_2)} \right] \cdot \sigma_n f_w \quad (2.16)$$

Dónde:

$$\xi_2 = \frac{R}{R + a_0} \quad (2.17)$$

Siendo a_0 una constante empírica que se obtiene a partir de ensayos experimentales. Según estudios de distintos autores (Peterson, 1974; Whitney y Nuismer, 1974; Varellis, 1994), los valores de a_0 se encuentran comprendidos entre 2.5 y 5 mm.

Según el criterio de tensión promedia (ASC), y a partir de la ecuación 2.16, el fallo ocurrirá cuando la tensión a una distancia a_0 sea igual a la resistencia del laminado sin entalla F_0 :

$$\left[\frac{2 - \xi_2^2 - \xi_2^4 + (Kt^\infty - 3) \cdot (\xi_2^6 - \xi_2^8)}{2(1 - \xi_2)} \right] f_w \cdot F_N = F_0 \quad (2.18)$$

A partir de las ecuaciones 2.4 y 2.18 es posible expresar el factor de concentraciones efectivo K_e :

$$K_e = \frac{\sigma_0}{\sigma_N} = \left[\frac{2 - \xi_2^2 - \xi_2^4 + (Kt^\infty - 3) \cdot (\xi_2^6 - \xi_2^8)}{2(1 - \xi_2)} \right] \cdot f_w \quad (2.19)$$

Ambos criterios (PSC Y ASC) han sido utilizados para predecir la tensión de rotura de laminados de distintos materiales compuestos con agujero.

Un estudio reseñable es el llevado a cabo por Toubal et al. (2004) dónde se estudia el efecto del concentrador de tensiones a partir de las tensiones de distintos laminados carbono/epoxi en la zona cercana al agujero, y se compara con los resultados obtenidos mediante los criterios de ASC Y PSC de Nuismer y Whitney. Para ello se ensayan probetas a tracción con un agujero en su zona central, y se hace una estimación teórica de las tensiones en la zona cercana al agujero. En este estudio se concluye que en la zona cercana al agujero, la resistencia obtenida es sensiblemente inferior a la obtenida con los modelos analíticos, si bien se hace hincapié en que la precisión de la medida influye de manera notable en los resultados obtenidos. También se aprecia que la concentración de tensiones se ve claramente afectada por la dirección de la carga, siendo la dirección a 0º dónde se obtienen resultados más parecidos a los teóricos.

El estudio de Pandita et al (2003) se refiere a placas de tejido con agujeros redondos y elipsoidales en la zona central. A partir de las deformaciones medidas en la zona del agujero de probetas sometidas a tracción, se llega a la conclusión de que la concentración de tensiones en la zona del agujero depende de la dirección de aplicación de la carga y de la geometría de la discontinuidad. La resistencia del laminado sobre placas con agujeros circulares ha sido aproximada mediante los criterios de Whitney y Nuismer obteniendo una buena aproximación.

Los criterios de Whitney y Nuismer se utilizan para validar los resultados en el trabajo “Análisis de la localización del daño en laminados empleando un modelo de daño discreto” (E.J. Barbero, M.M. Moure, S. Sánchez-Sáez y E. Barbero, 2013), cuya finalidad es localizar el daño en laminados utilizando un modelo basado en la Mecánica de Daño Discreto. En el artículo se emplean los mencionados criterios para calcular el factor de concentración de tensiones a lo largo del eje de simetría de la placa en la dirección perpendicular a la dirección en la que se aplica la carga en una placa con un taladro. Se llega a la conclusión de que la distribución del factor de concentraciones obtenida mediante los dos métodos es prácticamente idéntica.

Resulta especialmente interesante el trabajo de Gillespie y Monib (2003). En él se lleva a cabo un ensayo de compresión después de impacto balístico a grupos de probetas de distinta matriz y reforzados con fibra de vidrio. Después se analizan los resultados obtenidos a compresión con el “Point Stress Criterion (PSC)” de Whitney y Nuismer, llegando a la conclusión de que los valores del modelo PSC eran aproximados pero no restrictivos, es decir, los resultados obtenidos experimentalmente son menores que los predichos teóricamente a partir del modelo.

Por último, es mencionable el trabajo “Estudio experimental de rotura de juntas T-Bolt” (V. Martínez, B. Corbella, N. Gascons y A. Güemes, 2001), dónde se analiza la empleabilidad de uniones de tipo T-Bolt en materiales compuestos. En dicho trabajo se evalúan las distintas distribuciones de esfuerzos en el laminado para la tensión de rotura, previamente obtenida a partir de ensayos experimentales. Los resultados obtenidos indican como en un ensayo de tensión neta es posible aplicar el Criterio de Tensión Puntual para predecir el fallo con muy buena aproximación, sin embargo, se aprecia como a compresión local la metodología no arroja buenos resultados. En el artículo se indica que la falta de resultados obtenidos a compresión puede deberse a la falta de valores precisos de resistencia de compresión.

2.3 IMPACTOS SOBRE MATERIALES COMPUESTOS

Cómo se ha comentado anteriormente, los materiales compuestos presentan muy buenas propiedades mecánicas ante cargas en el plano, a flexión y también presentan buena tolerancia a la fatiga. Sin embargo, una de sus desventajas es su comportamiento frente a impactos perpendiculares al plano. El principal problema es que pueden causar una discontinuidad solo en el refuerzo del material compuesto, generando daños que no se aprecian a simple vista y que pueden expandirse más allá de la zona de impacto.

En el sector aeronáutico, los materiales compuestos se emplean en numerosas piezas estructurales, es de vital importancia realizar estudios que evalúen cómo afectan a la integridad estructural del componente, ya que a lo largo de la vida útil del material es probable que sufran algún impacto de este tipo.

Algunos ejemplos de impactos pueden ser la caída de una herramienta sobre una pieza de material compuesto durante las operaciones de montaje o mantenimiento, los impactos

que producen el granizo o la nieve y la colisión de una aeronave contra aves, cómo por ejemplo el caso que se muestra en la figura 2.10 en el que un avión sufrió un impacto contra una bandada de pájaros en pleno vuelo y se vio obligado a realizar un amerizaje de emergencia en el río Hudson (Nueva York) en el año 2009.

De forma general, los impactos suelen clasificarse según su velocidad. De acuerdo con la bibliografía consultada (B. Buitrago, 2012), la velocidad de 100 m/s es considerada en numerosos estudios cómo la mínima velocidad a la que se considera que un impacto es de alta velocidad.

- **Impactos de baja velocidad**

Se considera que un impacto es de baja velocidad cuando una elevada masa impacta contra una estructura o componente. Como se ha comentado anteriormente, una de las formas más comunes de que suceda este tipo de impactos en la industria aeronáutica es la caída de herramientas.

El principal problema de los impactos a baja velocidad sobre material compuesto es que producen daños que no se aprecian a simple vista, como por ejemplo las delaminaciones, roturas de matriz o roturas de fibras, que disminuyen sensiblemente la resistencia residual. Este tipo de daño sufre el riesgo de no ser detectado si no se aplica un método de detección adecuada, pudiendo entrar en servicio piezas previamente dañadas y que por lo tanto sufren una pérdida de propiedades mecánicas.

- **Impactos de alta velocidad**

Se trata de proyectiles de masa pequeña que producen impactos con elevado nivel de energía. Suele generar perforaciones, lo que origina un elevado factor de riesgo sobre las estructuras, pues estos agujeros actúan como concentrador de tensiones. De manera general el fallo suele ocurrir en la zona próxima a dónde se ha producido el impacto. En el sector aeronáutico se puede asemejar al impacto de una piedra o pequeña pieza metálica que impacta sobre el fuselaje o el estabilizador horizontal durante las operaciones de despegue o de aterrizaje.

En la bibliografía científica existe un número mayor de trabajos sobre cómo afectan los impactos de baja velocidad a los materiales compuestos que sobre el efecto de los impactos de alta velocidad. Existen estudios analíticos (García Castillo et al.;2012),

estudios numéricos y analíticos (Buitrago et al.;2013 y García Castillo et al.;2012).Respecto al estudio experimental de materiales compuestos sometidos a impactos de alta velocidad se pueden citar por ejemplo los trabajos de Castillo et al. (2010), el trabajo de López puente et al. (2002) y la Tesis Doctoral de Buitrago (2012).



Figura 2. 10 : Avión que sufrió un impacto contra una bandada de pájaros en pleno vuelo (www.elmundo.es).

2.4 EVALUACIÓN DE PROPIEDADES RESIDUALES

Resulta de vital importancia evaluar el daño exacto causado en las piezas fabricadas con materiales compuestos sometidas a impactos, como primer paso para conocer cómo afectan los impactos a la estructura que los recibe, y por lo tanto para evaluar la pérdida de propiedades mecánicas (Buitrago, 2012). El principal problema que ocurre tras esta sollicitación es que en ocasiones se originan defectos que no pueden ser apreciados a simple vista, y por lo tanto es probable que una pieza dañada siga en funcionamiento, por lo que se necesita un método fiable que proporcione con precisión el área dañada de la pieza tras el impacto.

2.4.1 INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA

Debido al auge de las industrias aeronáutica, ferroviaria, aeroespacial, naval y también los requerimientos en centrales nucleares se ha fomentado el desarrollo de los ensayos de inspección no destructivos. Esto se debe a que se requiere la inspección en el menor plazo de tiempo posible de piezas muy costosas, por lo que no deben ser destruidas.

Una técnica de inspección no destructiva muy utilizada es la inspección por ultrasonidos, basada en principios acústicos. Los ultrasonidos se basan en la emisión, propagación y detección de ondas acústicas. Estas ondas se propagan a través de los materiales, sufriendo un cambio cuando se encuentran con alguna irregularidad en el material, lo que produce un cambio de intensidad, dirección y ángulo de propagación en las ondas emitidas originalmente.

Una de las técnicas más utilizadas por ultrasonido es la C-SCAN, la cual consiste en una inspección mediante inmersión en agua o aire de la pieza a inspeccionar. En la figura 2.11 se muestra el C-SCAN disponible en las instalaciones de la Universidad Carlos III de Madrid.

Con este método es posible apreciar daños internos en la estructura de los materiales. El inconveniente de este método es que se trata de un método complejo de trabajo, con diferentes parámetros que deben ser establecidos. Por lo tanto el personal que lleve a cabo este tipo de inspección debe estar altamente cualificado para poder establecer dichos parámetros y poder analizar los resultados obtenidos.

Esta técnica puede emplearse para inspeccionar laminados de material compuesto (García-Castillo et al; 2014) cómo también materiales compuestos de tipo sándwich (Buitrago; 2012), así como todo tipo de materiales con distintas geometrías.

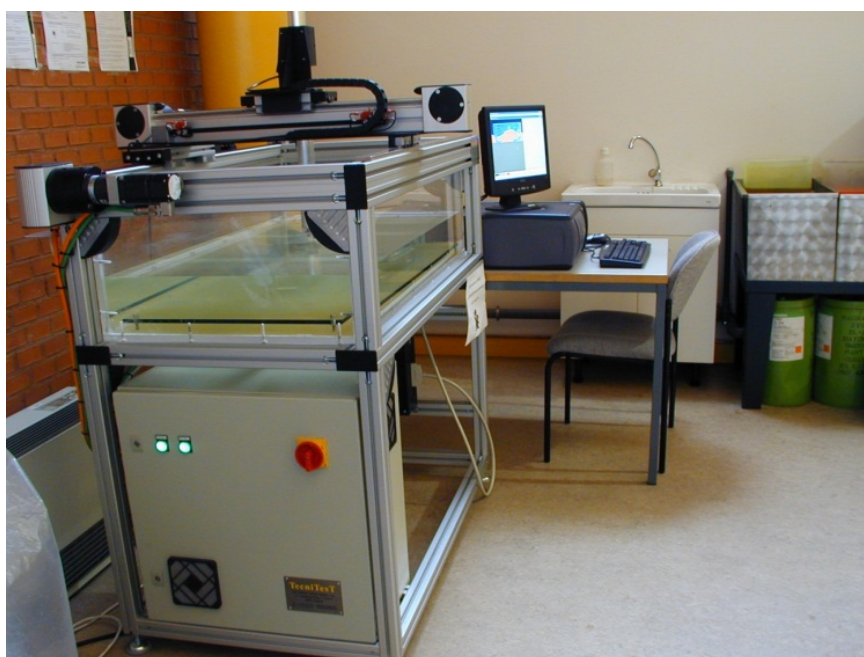


Figura 2. 11 Equipo de inspección no destructiva C-Scan

2.4.2 ENSAYOS MECÁNICOS PARA DETERMINAR RESISTENCIA RESIDUAL

Después de ser sometidos a sollicitaciones de elevada exigencia, como por ejemplo impactos (tanto de alta como de baja velocidad), resulta muy interesante realizar ensayos mecánicos para comprobar la pérdida de propiedades mecánicas respecto a una placa del mismo material y laminado ensayada sin haber sufrido impactos previos. Los estudios para calcular la resistencia residual pueden realizarse a compresión, a tracción a flexión y a fatiga (Richardson y Wisheart, 1996). El estudio de propiedades residuales resulta muy interesante en materiales compuestos, debido a que este tipo de materiales se ve muy afectado de forma negativa por los impactos, tanto de alta como de baja velocidad (Xiong et al. 1995), en especial los ensayos de compresión demuestran una elevada pérdida de propiedades mecánicas (Zhou G., 1996).

En el caso que nos ocupa, resulta especialmente interesante el ensayo de compresión después de impacto debido a que se desea estudiar el comportamiento del modelo teórico de Whitney y Nuismer (1974) bajo cargas de compresión.

- ENSAYO DE COMPRESIÓN DESPUES DE IMPACTO (CAI).

Este ensayo sirve para comprobar la capacidad de la probeta de soportar una carga tras sufrir un daño (Gillespie and Monib, 2003). Existen varias normas que regulan el ensayo de “Compresión Después de Impacto” [***Compression After Impact (CAI)***] realizado sobre materiales compuestos, como por ejemplo la norma *ASTM D7137/D7137M – 12*, la norma *ISO-1832:2009* o la normativa interna de Airbus *AITM 1-0010*. En todas ellas se hace referencia a distintos parámetros del ensayo, como por ejemplo el útil que debe ser utilizado (un ejemplo de útil utilizado según la norma ISO-1832: 2009 se puede apreciar en la figura 2.11), la velocidad de ensayo, el tiempo de estancia en cámara de temperatura para probetas ensayadas a distinta temperatura de la ambiente, etc. Además en las dos últimas se encuentran definidos también el modo en el cual deben ser impactadas las probetas, así como la energía de cada impacto. Cabe destacar que las normativas citadas hacen referencias a impactos de baja velocidad. El resultado que se obtiene es la resistencia residual σ_c (MPa) del material compuesto (Sánchez-Sáez et al., 2008), calculada a partir de carga última de rotura F_{max} (N) y que se calcula mediante la expresión de la ecuación 2.20:

$$\sigma_c = \frac{F_{max}}{w \cdot h} \quad (2.20)$$

Siendo w el ancho y h el espesor de la probeta, expresados en mm.

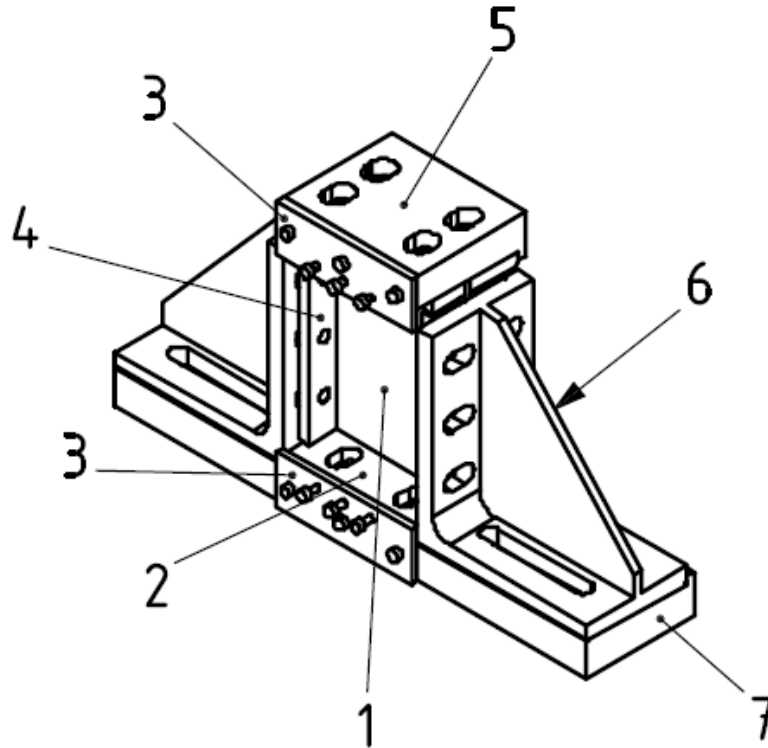


Figura 2. 12 Útil de ensayo para CAI según Norma ISO-1832:2009 (Fuente: ISO-1832:2009).

3 EVALUACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO PARA LAMINADOS DE CINTA

En el desarrollo del presente capítulo se pretende estudiar de manera analítica cómo afecta la presencia de un concentrador de tensiones sobre un laminado sometido a cargas en el plano de tracción. Para ello se utiliza el modelo de Whitney y Nuismer explicado previamente en el capítulo 2.

En primer lugar se quiere reproducir el correcto funcionamiento del modelo empleado mediante la comparación con el apartado experimental del artículo de Whitney y Nuismer (1974). En este artículo se realizan ensayos de tracción, cuyos resultados desean reproducirse como comprobación.

En segundo lugar, para las dos condiciones de carga se presenta un estudio de sensibilidad del modelo, variando los parámetros característicos: d_0 en el caso del “*Point Stress Criterium (PSC)*” y a_0 en el caso del “*Average Stress Criterium (ASC)*”.

Por último, se desea realizar un estudio de la evolución del factor de concentración de tensiones efectivo K_e para distintas relaciones geométricas entre el radio del agujero y el ancho de las placas.

Considerando una placa infinita ortotrópica con un concentrador de tensiones circular en la zona central cómo las que se muestran en la figura 3.1, a las que se les aplica una tensión uniforme σ_N paralela al eje “x” en el infinito del laminado, entonces tal y como se comentó en el capítulo 2, la distribución de tensiones a lo largo del eje “y” e se puede expresar como:

$$\sigma_x(0, y) = \frac{\sigma_N}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{R}{y} \right)^2 + 3 \left(\frac{R}{y} \right)^4 - (Kt^\infty - 3) \left[5 \left(\frac{R}{y} \right)^6 - 7 \left(\frac{R}{y} \right)^8 \right] \right\} ; y > R \quad (3.1)$$

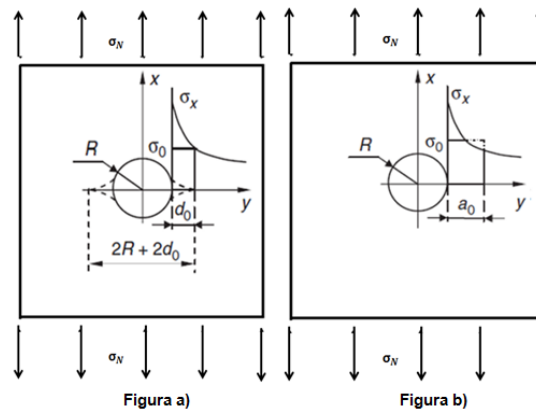


Figura 3. 1 Distribución de tensiones según PSC (figura a) y según ASC (figura b)

- **MATERIAL**

El material utilizado para la realización de este estudio es Scotchply 1002, material formado por matriz epoxi reforzada con fibra de vidrio de alto módulo (Haddad, 2001), cuyas propiedades se han obtenido de la literatura (Whitney y Nuismer, 1974) y se muestran en la tabla 3.1. La secuencia de apilamiento es $(0/90)_{4S}$, es decir, el laminado cuenta con un total de dieciséis láminas de un espesor de 0.125 mm. Por lo tanto, el espesor nominal de la probeta es de 2 mm.

Tabla 3. 1 Propiedades de una lámina de Scotchply 1002

E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}	X_c (MPa)	Y_c (MPa)	X_T (MPa)	Y_T (MPa)
38.61	8.274	3.7	0.26	610	118	1062	31

Dónde E_1 es el módulo de elasticidad longitudinal, E_2 es el módulo de elasticidad transversal, G_{12} es el módulo de cortadura, X_c es la resistencia a compresión en dirección longitudinal, Y_c es la resistencia a compresión en dirección transversal, X_T es la resistencia a tracción en dirección longitudinal, Y_T es la resistencia a tracción en dirección transversal.

ν_{12} es el coeficiente de Poisson en dirección longitudinal de la lámina. Para calcular el coeficiente transversal de la lámina ν_{21} se parte de la siguiente expresión (Miravete, 2000):

$$\nu_{21} = \nu_{12} \frac{E_2}{E_1}; \quad \nu_{21} = 0.055 \quad (3.2)$$

- **CÁLCULOS APLICABLES A AMBOS CRITERIOS**

El primer paso consiste en calcular el factor de concentración de tensiones ortotrópico " Kt^∞ " para una placa de ancho infinito, que se calcula con la siguiente ecuación:

$$Kt^\infty = 1 + \sqrt{\frac{2}{A_{22}} \left(\sqrt{A_{11}A_{22} - A_{12}^2} + \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{2A_{66}} \right)} \quad (3.3)$$

Es necesario aplicar la teoría del laminado para poder calcular dicho factor. Se necesita calcular la matriz $[A]$ (ecuación 3.5) de rigidez de tensión plana, que se obtiene a partir de la matriz de rigidez $[Q]$, que se calcula según la ecuación 3.4 (Miravete, 2000). Mediante la matriz de cambio de base $[T]$ (ecuación 3.5) se calcula la matriz de rigidez $[\bar{Q}]_{90}$ de las láminas de 90° .

$$Q = \begin{pmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{21}\nu_{12}} & \frac{\nu_{21}E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_1}{1-\nu_{21}\nu_{12}} & \frac{E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

$$[A] = \sum_i^N [\bar{Q}]_i \cdot h_i \quad (3.5)$$

Dónde h_i es el espesor nominal de cada lámina, en este caso $h_i=0.125$ mm y $[\bar{Q}]$ es la matriz de rigidez para cada lámina.

Para obtener la matriz de rigidez de la lámina de 90 es necesario calcular la matriz de cambio de base $[T]_{90}$.

$$[T]_{90} = \begin{pmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

Dónde $m = \cos 90$ y $n = \sin 90$.

Para poder llevar a cabo el cambio de base es necesario calcular la matriz $[F]$, que se obtiene a partir de la relación de deformación ingenieril.

$$[F]_{90} = \begin{pmatrix} m^2 & n^2 & mn \\ n^2 & m^2 & -mn \\ -2mn & 2mn & m^2 - n^2 \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

Por lo tanto, el cálculo de la matriz de rigidez para las láminas orientadas a 90° se realiza según la ecuación:

$$[\bar{Q}]_{90} = [T]_{90}^{-1} \cdot [Q] \cdot [F]_{90} \quad (3.8)$$

En el caso que nos ocupa la ecuación resultante es:

$$[A_{ij}] = 8 \cdot [\bar{Q}_{ij}]_0 \cdot (0.125) + 8 \cdot [\bar{Q}_{ij}]_{90} \cdot 0.125 \quad (3.9)$$

Siendo A_{ij} cada componente de la matriz.

La matriz de rigidez $[A]$ del laminado $(0/90)_{4s}$ resultante es:

$$[A] = \begin{pmatrix} 23,79 & 2,18 & 0 \\ 2,18 & 23,79 & 0 \\ 0 & 0 & 4,14 \end{pmatrix} \cdot 10^3 \left(\frac{N}{mm} \right) \quad (3.10)$$

Por lo que aplicando la ecuación 3.3 se obtiene el valor de Kt^∞ , que resulta:

$$Kt^\infty = 3.74 \quad (3.11)$$

En el artículo de Whitney y Nuismer (1974) se trabaja con cuatro relaciones geométricas (Radio/Ancho) distintas, las cuales se muestran en la tabla 3.2.

Cómo se puede ver en la ecuación 2.11 del capítulo 2, es necesario calcular el factor de corrección geométrico f_w , que permite aplicar la ecuación a placas finitas. Es necesario calcular este factor para cada una de las relaciones geométricas. Cómo también se comentó anteriormente, el factor f_w , cuando se cumple la condición de $\frac{2R}{W} \leq \frac{1}{3}$, se puede expresar cómo:

$$f_w = \frac{2 + \left(1 - \frac{2R}{W}\right)^3}{3 \left(1 - \frac{2R}{W}\right)} \quad (3.12)$$

Siendo R el radio del agujero y W el ancho de la placa.

3.1 VERIFICACIÓN DEL MODELO DE WHITNEY Y NUISMER

Una vez calculados los factores comunes para ambos criterios, se procede a reproducir en la figura 3.2 los resultados obtenidos por Whitney y Nuismer (1974). En dicha figura se puede apreciar la evolución del factor de concentración de tensiones efectivo K_E para los dos criterios estudiados, que son el “*Point Stress Criterium (PSC)*” que depende de la longitud característica d_0 y el “*Average Stress Criterium (ASC)*”, que depende de la longitud característica a_0 , así como también se muestran representados los resultados obtenidos experimentalmente por los autores.

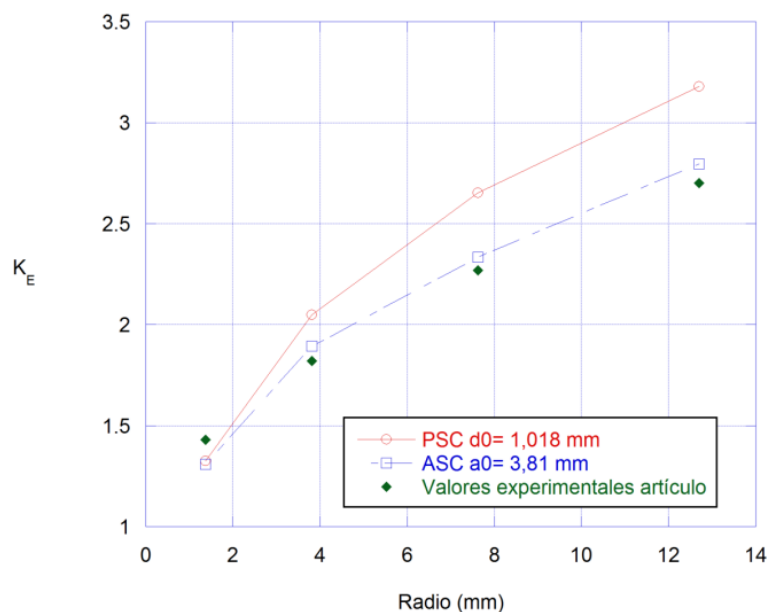


Figura 3.2 Reproducción de resultados de Whitney y Nuismer 1974

Los resultados obtenidos en la figura 3.2 son los mismos que los conseguidos por los autores en el mencionado artículo, por lo que se considera que las herramientas de cálculo utilizadas para el desarrollo de este Trabajo Fin de Grado son las adecuadas.

3.2 ESTUDIO DE SENSIBILIDAD

Una vez reproducidos y comprobados los resultados del artículo se procede a realizar un estudio de sensibilidad para los dos criterios del trabajo de Whitney y Nuismer (1974), explicados en detalle en el capítulo 2 del presente documento. Estos dos criterios son el “Average Stress Criterium (ASC)” y el “Point Stress Criterium (PSC)”. Es necesario recordar que las longitudes características son una propiedad del material empleado. Se decide llevar a cabo un estudio de sensibilidad debido a que en el artículo (Whitney y Nuismer, 1974) se hace mención a que las longitudes características a_0 y d_0 empleadas se basan en un estudio previo (Whitney y Nuismer, 1975). En dicha referencia bibliográfica se realizó un estudio para el material Scotchply 1002 con una secuencia de apilamiento distinta a la empleada en este estudio, que cabe recordar que es $(0/90)_{4s}$, por lo tanto los valores de las longitudes características utilizados no corresponden con un estudio relativo a la secuencia utilizada en el presente documento, sino que se utilizaron los valores de a_0 y d_0 que se obtuvieron a partir del estudio de laminados distintos.

En la tabla 3.2 se presentan las dimensiones, así como las relaciones geométricas de las probetas que se utilizan en el ensayo experimental de Whitney y Nuismer.

Tabla 3. 2 Dimensiones y relaciones geométricas de ensayos a tracción.

Material	Laminado	Nomenclatura	Radio R (mm)	Ancho W (mm)	Espesor (mm)	$\frac{2R}{W}$	f_w
Scotchply 1002	$(0/90)_{4s}$	R1	1,37	25,3	3,48	0,11	1,013
		R2	3,81	25,3	3,58	0,30	1,117
		R3	7,62	50,7	3,58	0,30	1,089
		R4	12,7	77,4	3,94	0,328	1,151

Cómo se puede comprobar, todas las relaciones geométricas de las probetas a estudiar cumplen la condición $\frac{2R}{W} \leq \frac{1}{3}$, por lo que se consigue una buena aproximación con el factor de corrección geométrico f_w .

Para determinar la resistencia del laminado intacto σ_0 , en el artículo de Whitney y Nuismer (1974) se lleva a cabo un ensayo de tracción una probeta sin agujero. Para el caso que nos ocupa, los resultados del artículo muestran un resultado de $\sigma_0 = 422,65 \text{ MPa}$.

ESTUDIO DE SENSIBILIDAD “POINT STRESS CRITERIUM (PSC)”

El parámetro característico es d_0 , y cómo se introdujo anteriormente en el capítulo 2 su valor suele estar comprendido entre 1 mm y 2 mm. En el estudio de Whitney y Nuismer se empleó el valor $d_0=1,018 \text{ mm}$. A partir de las siguientes ecuaciones, y comparando con los valores obtenidos en los resultados experimentales en el ensayo realizado por Whitney y Nuismer (1974), se obtiene la representación gráfica de la figura 3.3.

$$\xi_1 = \frac{R}{R+d_0} \quad (3.14)$$

$$K_e = \frac{F_0}{F_N} = \left[1 + \frac{1}{2}\xi_1^2 + \frac{3}{2}\xi_1^4 - \frac{(Kt^\infty-3)}{2} \cdot (5\xi_1^6 - 7\xi_1^8) \right] \cdot f_w \quad (3.15)$$

En la figura 3.3 que compara los resultados obtenidos de forma teórica para distintos valores de d_0 y también los resultados experimentales que se muestran representados en Whitney y Nuismer (1974).

En primer instancia puede observarse K_E aumenta a medida que el radio R del agujero es mayor. En dicha figura también se aprecia que este criterio presenta mayor dispersión al predecir el valor de K_E para valores pequeños de radio, aunque los resultados obtenidos en este rango de radios son conservativos, es decir, más pequeños que los obtenidos a partir de ensayos experimentales.

También es posible observar como a medida que aumenta el radio del agujero existe mayor dispersión entre los distintos valores de d_0 . A partir de radios de 4 mm, la predicción se puede considerar más aceptable, especialmente con valores de d_0 comprendidos entre 1,5 y 1,75 mm. Por lo tanto en este caso se puede considerar que la elección de $d_0 = 1 \text{ mm}$ realizada en el artículo no es la más adecuada.

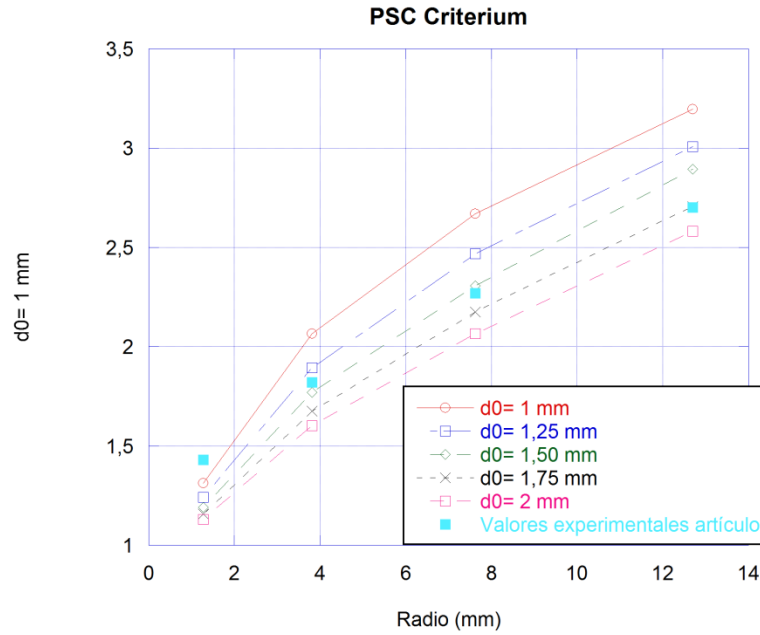


Figura 3. 3 Comparación de resultados para distintos valores de d_0 según PSC

- **ESTUDIO DE SENSIBILIDAD “AVERAGE STRESS CRITERIUM (ASC)”**

El parámetro característico es a_0 , y cómo se mencionó en el capítulo 2 su valor suele estar comprendido entre 2.5 mm y 5 mm. Para realizar la predicción en el artículo se empleó el valor $a_0 = 3,81 \text{ mm}$. A partir de las siguientes ecuaciones, y comparando con los valores obtenidos en los resultados experimentales en el ensayo realizado por Whitney y Nuismer (1974), se obtiene la representación gráfica de la figura 3.4.

$$\xi_2 = \frac{R}{R+a_0} \quad (3.16)$$

$$K_e = \left[\frac{2-\xi_2^2-\xi_2^4+(Kt^\infty-3)\cdot(\xi_2^6-\xi_2^8)}{2(1-\xi_2)} \right] \cdot f_w \quad (3.17)$$

Observando la comparación de la figura 3.4 puede apreciarse cómo los valores más cercanos a los resultados obtenidos experimentalmente se dan con el valor de $a_0 = 4 \text{ mm}$, por lo que la estimación realizada en el artículo de $a_0 = 3,81 \text{ mm}$ es una aproximación bastante acertada, sin embargo sería posible mejorarla. También es posible apreciar cómo a medida que crece el radio aumenta la dispersión de resultados. Al igual que en el “Point Stress Criterium”, para un valor constante de a_0 , al aumentar el valor del radio del agujero aumenta el factor de concentración de tensiones efectivo K_e .

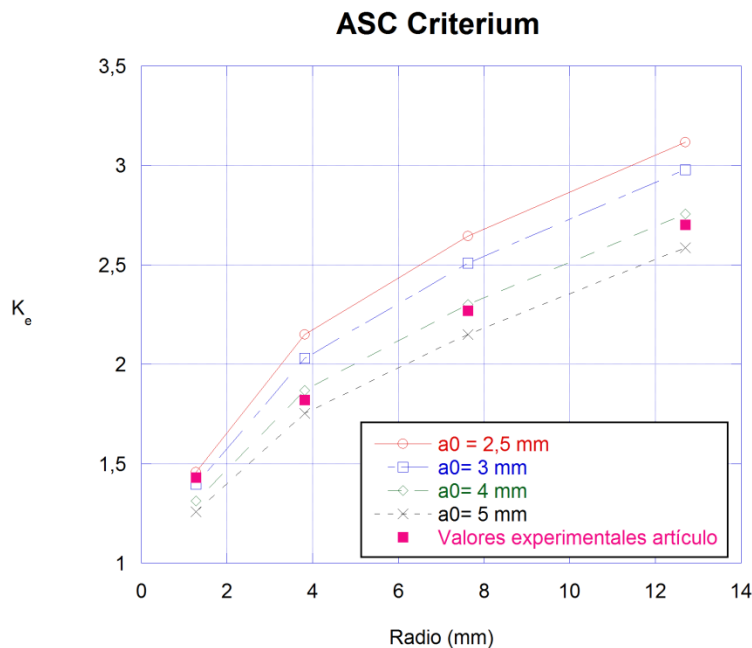


Figura 3. 4 Comparación de resultados para distintos valores de a0 según ASC

3.3 EVOLUCIÓN DEL FACTOR DE CONCENTRACIÓN DE TENSIONES EFECTIVO

Resulta especialmente interesante evaluar la distribución del factor de concentración de tensiones (K_e) a lo largo del eje “y” (figura 3.1) a cuya expresión se llega a partir de las ecuaciones 2.4 y 2.5 para las distintas relaciones geométricas que se encuentran en la tabla 3.2.

$$K_e = \frac{\sigma_{x(0,y)}}{\sigma_N} = \frac{1}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{R}{y} \right)^2 + 3 \left(\frac{R}{y} \right)^4 - (Kt^\infty - 3) \left[5 \left(\frac{R}{y} \right)^6 - 7 \left(\frac{R}{y} \right)^8 \right] \cdot f_w \right\} \quad (3.13)$$

El valor de σ_N representa la tensión que se aplica a la pieza en ese instante (figura 3.1). Para el caso de estudio, siendo el material Scotchply 1002 con una secuencia de apilamiento $(0/90)_{4s}$, el valor de tensión aplicada es $\sigma_N = 222,7$ MPa, y se obtiene de Whitney y Nuismer (1974).

A continuación en la figura 3.5 se representa la evolución del factor de concentración de tensiones K_e para distintas relaciones geométricas, representadas a partir de la ecuación 3.13. Esta evolución se inicia desde una posición igual al borde del agujero hasta el extremo de la placa, dónde según dicho artículo el concentrador de tensiones debe ser máximo.

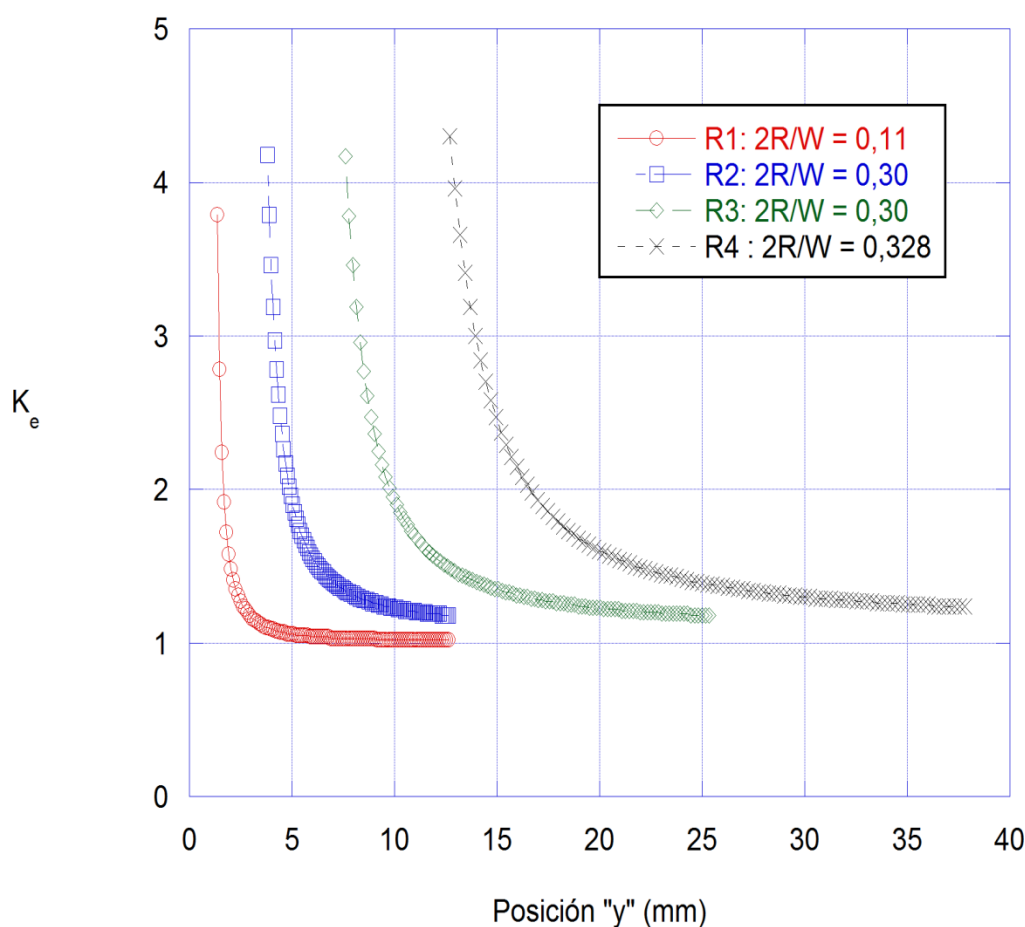


Figura 3. 5 Evolución del factor de concentración de tensiones efectivo K_E vs Posición "y"

En la figura 3.5 puede observarse la evolución del factor de concentración de tensiones efectivo K_E representado frente a la posición "y". En la tabla 3.2 puede consultarse con mayor detalle a que relación geométrica corresponde cada una de las curvas representadas. Los valores máximos del factor K_E referentes a cada relación geométrica se presentan en la tabla 3.3.

En la figura 3.5 se observa que la evolución del factor de concentración de tensiones efectivo K_E frente a la posición "y" para distintas relaciones geométricas presenta la misma tendencia.

Para posiciones situadas en zonas próximas al borde del agujero se aprecia una disminución brusca de K_E . Sin embargo a medida que la posición "y" se aleja del borde del agujero, el valor del factor de concentración de tensiones K_E tiende a un valor constante que se aproxima valores cercanos a de $K_E=1$ para todos los casos.

Para una misma relación geométrica (cómo se aprecia en el caso de R2 Y R3), el valor de K_E máximo coincide, mientras que si aumenta la relación geométrica también se puede apreciar un ligero aumento de K_E , como se puede observar en la tabla 3.3.

Tabla 3. 3 Valores máximos de K_E

Relación geométrica	K_E máximo
R1	3,81
R2	4,18
R3	4,17
R4	4,30

4 EVALUACIÓN MODELO TEÓRICO EN LAMINADOS DE TEJIDO

Para evaluar la aplicación del modelo analítico de Whitney y Nuismer (1974) sobre placas de tejido equilibrado previamente impactadas a alta velocidad, en primer lugar es necesario conocer el área dañada de cada una de las probetas, que depende de la velocidad a la que ha sido impactada. Para conocer este daño se decide llevar a cabo una inspección no destructiva. Una vez conocido el daño de cada probeta, se realiza una aproximación suponiendo que el área dañada tiene una forma circular perfecta y se encuentra situada en la zona central de la placa.

Se dispone de 20 probetas de tejido equilibrado carbono/epoxi, en concreto del material AS4/8552. Se trata un material altamente empleado en estructuras aeronáuticas, gracias a sus elevados valores de rigidez y resistencia específica. La fibra de carbono AS4 empleada es de elevada resistencia mecánica y excelente tolerancia al daño por deformación. La nomenclatura 8552 hace referencia a la resina epoxi, que es un compuesto químico de amina curada. Puede ser reforzada con fibras de carbono o de vidrio en configuración de lámina unidireccional o de tejido. Las propiedades mecánicas de una lámina de tejido aparecen en el trabajo de Buitrago et al. (2010), y se muestran en Tabla 4.1.

Las probetas están fabricadas a partir de 16 láminas de tejido de 0,125 mm de espesor, por lo que el espesor total es de 2 mm, y sus dimensiones son de 125 x 125 mm². Las probetas utilizadas para la realización de este trabajo fueron previamente impactadas a alta velocidad para su utilización en la Tesis Doctoral de Brenda Buitrago. En dicha tesis, además de otros aspectos, se estudia el comportamiento frente a impactos de alta y baja velocidad de distintas probetas fabricadas de materiales compuestos, entre ellos la configuración utilizada en el presente estudio. Estas probetas fueron impactadas a alta velocidad con un cañón de gas, con velocidades de impacto comprendidas entre 93,7 m/s y 562 m/s. El diámetro del proyectil era 7,5 mm de diámetro.

Tabla 4. 1 Propiedades mecánicas de lámina de tejido AS4/8552

$E_1(\text{GPa})$	$E_2(\text{GPa})$	$G_{12}(\text{GPa})$	ν_{12}	ν_{21}	$X_c(\text{MPa})$	$Y_c(\text{MPa})$
68.5	68.5	3.7	0.11	0.11	860	860

Dónde E_1 es el módulo de elasticidad longitudinal, E_2 es el módulo de elasticidad transversal, G_{12} es el módulo de cortadura, X_c es la resistencia a compresión en dirección longitudinal e Y_c es la resistencia a compresión en dirección transversal. El coeficiente de Poisson ν_{21} se obtiene a partir de ν_{12} , que es un dato conocido mediante la ecuación 4.2.

$$\nu_{21} = \nu_{12} \frac{E_2}{E_1} \quad (4.2)$$

Cómo por definición en una lámina de tejido equilibrado se cumple que $E_1 = E_2$, y por lo tanto se obtiene que $\nu_{21} = \nu_{12}$.

La resistencia de compresión total del laminado, en ambas direcciones, se estima igual que la de la lámina. Por lo tanto la resistencia de compresión del laminado intacto se supone $\sigma_0 = 860$ MPa.

4.1 METODOLOGÍA EXPERIMENTAL

4.1.1 EVALUACIÓN DE LA EXTENSIÓN DEL ÁREA DAÑADA

A pesar de que en algunas probetas se puede apreciar daño de forma visual, para poder cuantificar el daño real producido por el impacto a alta velocidad, es necesario realizar una inspección no destructiva. En la figura 4.1 se observa el daño de forma visual en la figura a) se aprecia la cara de entrada del proyectil, y la en figura b) se puede ver la cara de salida. Sin embargo, tal y como se comentó previamente, algunos daños no se aprecian a simple vista, por lo que el área dañada realmente puede ser superior al área que se aprecia a primera vista (García Castillo, 2010).

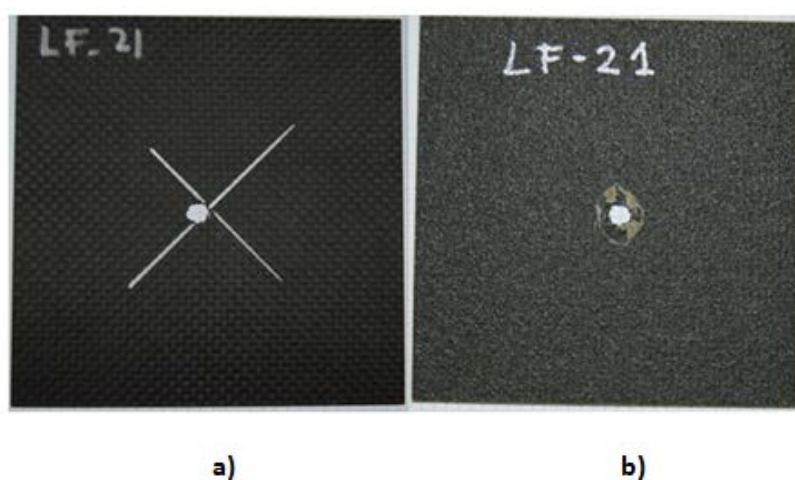


Figura 4. 1 Aspecto de las dos caras de la probeta con identificación LF-21 del material AS4/8552.

En este caso se elige el método del C-Scan. El equipo con el cual se lleva a cabo la inspección está fabricado por TECNITEST y puede observarse en la figura 4.2. El C-Scan es un método de inspección no destructiva por ultrasonidos en modo pulso-eco, con placa reflectora. Este método se basa en la reflexión de las ondas de ultrasonidos. En el esquema del C-Scan de la figura 4.3, puede observarse el palpador. Su función es emitir una onda ultrasónica, a partir de impulsos eléctricos muy cortos.



Figura 4. 2 Vista general del C-Scan.

El mismo palpador funciona también como receptor del reflejo de la onda, para volver a convertirla en señal eléctrica. Esta onda atraviesa el material que se inspecciona, y si existe algún cambio de densidad, defecto, cambio de material, cambio sección o cambio de espesor la energía de onda reflejada produce un eco distinto que se encuentra atenuada. Al ser conocida la velocidad del sonido a través del medio acoplante y se puede medir el tiempo que tarda en atravesar dicha distancia, es posible localizar el defecto en una localización concreta.

El equipo de inspección por C-Scan disponible en las instalaciones del Laboratorio de Caracterización Mecánica de Materiales (LabMec) de la Universidad Carlos III de Madrid consiste en un sistema automático de inspección, constituido por un tanque de inmersión representado en la figura 4.3, dos ejes motorizados que permiten que el palpador se mueva con una elevada precisión y un equipo informático que permite controlar el equipo y presentar los resultados que puede observarse en la figura 4.1. El palpador empleado en este estudio fue el de 5 MHz de frecuencia, fabricado por Sonatest. Esta elección vino determinada por anteriores estudios (Buitrago, 2012) dónde se llega a la

conclusión de que es la frecuencia más adecuada para inspeccionar materiales compuestos.

En la figura 4.3 pueden observarse los distintos componentes del tanque de inmersión del C-Scan. Consiste en una cuba que se llena de agua, sobre la cual se apoya una placa reflectante. Sobre esta placa se colocan los cilindros de apoyo que están fabricados en metacrilato, cuya función es que exista una cierta distancia entre el material a inspeccionar y la placa reflectante. La probeta a inspeccionar debe colocarse sobre estos cilindros. Es muy importante introducir la probeta en el tanque de inmersión con sumo cuidado para evitar la formación de burbujas en el agua, que también podrían provocar una atenuación de las ondas que provocaran datos falsos. A la hora de colocar la probeta también es necesario prestar especial atención a que quede totalmente paralela a la superficie del tanque de inmersión. Tan sólo es necesario realizar la inspección de la probeta por una cara, no es necesario que se realice el análisis por ambas caras de la probeta.

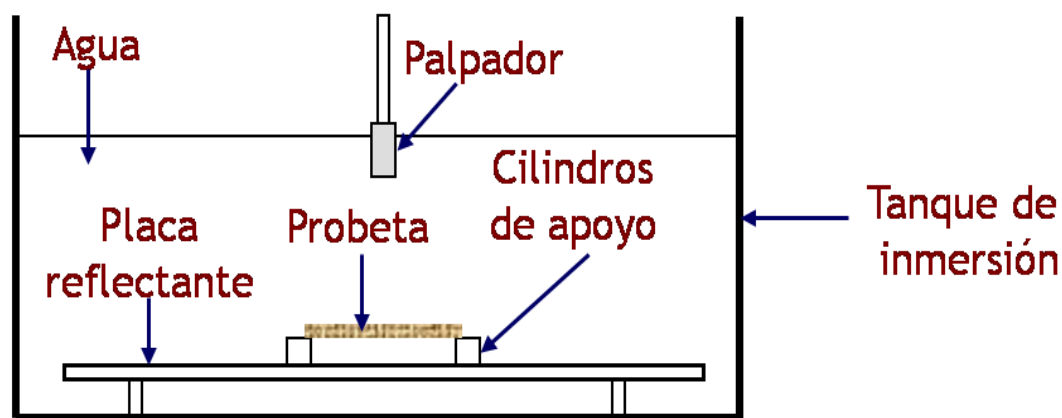


Figura 4. 3 Instalación del C-Scan (Fuente: S.K. García et al., 2014).

Antes de comenzar el ensayo, y utilizando el software VisualScan es necesario definir los parámetros de ensayo, como por ejemplo la velocidad a la que se desplaza el palpador, la ganancia del transductor o el ancho de puerta. La elección de estos parámetros fue realizada a partir de distintas pruebas en Buitrago (2012) y García-Castillo (2007), utilizando como definitiva la configuración que arrojó mejores resultados a partir de la inspección de una placa patrón del mismo material que no presentaba daños previos.

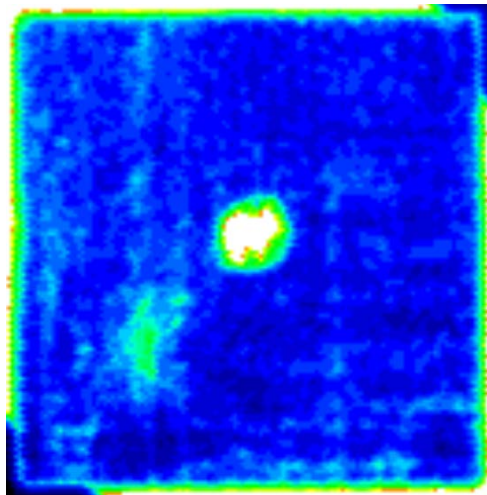


Figura 4. 4 Resultado de la inspección de la probeta de tejido equilibrado AS4/8552.

Un ejemplo de la imagen C-Scan que se obtiene como resultado de la inspección se puede apreciar en la figura 4.4. La escala de colores permite apreciar el porcentaje de onda que se refleja, siendo el color blanco una reflexión de onda total. En este caso, la zona blanca puede interpretarse como un agujero. Los colores claros alrededor del agujero se interpretan como una delaminación, en la cual el material se encuentra dañado y por lo tanto se espera una pérdida de propiedades mecánicas.

El software VisualScan tiene una aplicación que permite calcular el área dañada, tal como se muestra en la figura 4.5. El valor de área obtenido con este software es el que se aproxima a un agujero situado en la zona central para todas las probetas.

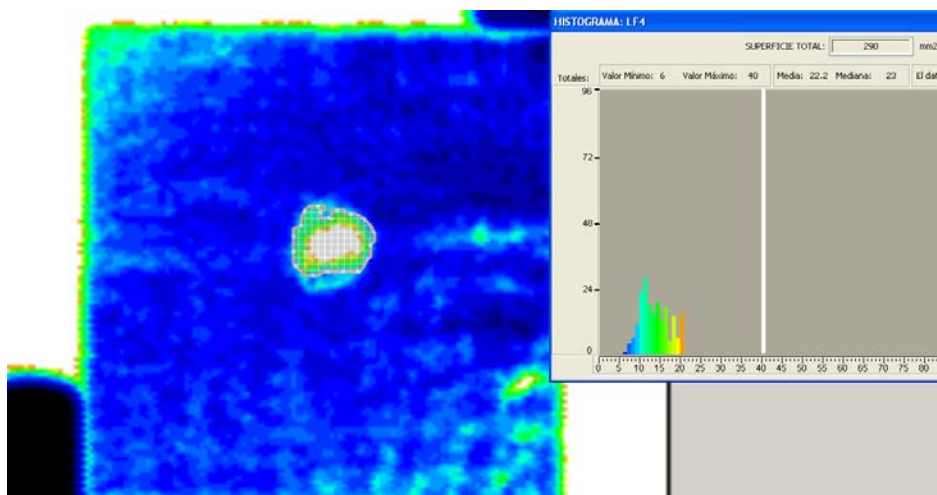


Figura 4. 5 Cálculo del área dañada.

Una vez inspeccionadas todas las piezas y determinada la extensión del área dañada, y tras comparar los resultados con los obtenidos en la inspección realizada a estas mismas probetas en la Tesis Doctoral realizada por B. L. Buitrago en el año 2012 se encuentran

notables diferencias en el área dañada. En la figura 4.6 se observan las extensiones de área dañada obtenidas durante el desarrollo de este Trabajo Fin de Grado (TFG) y las obtenidas en la Tesis Doctoral. Se puede apreciar una mayor dispersión en los resultados inspeccionados para este trabajo. En los puntos con mayor diferencia de área obtenida entre las dos inspecciones, se obtienen diferencias de aproximadamente el 35%. Sin embargo el comportamiento general es el mismo, se aprecia que a mayor velocidad se obtiene una menor área dañada.

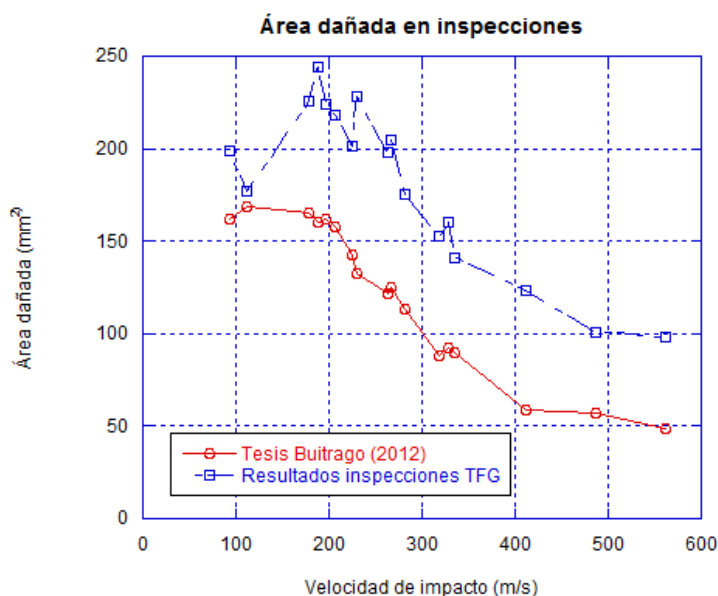


Figura 4. 6 Extensiones de áreas dañadas para laminados de tejido de fibra carbono/epoxi previamente impactados.

Tras realizarse una revisión exhaustiva al C-Scan por parte de técnicos cualificados, se observa que existe una calcificación en el soporte del palpador, probablemente debida a que el palpador ha estado sumergido en agua durante mucho tiempo. Esta circunstancia provoca que la superficie del palpador no sea completamente paralela a la placa reflectante, y las ondas que captaba el palpador no eran únicamente las longitudinales.

4.1.2 APROXIMACIÓN DEL DAÑO OBTENIDO A UN AGUJERO EN ZONA CENTRAL

Para continuar con este estudio con la mayor precisión posible se decide tomar como referencia los datos obtenidos en la inspección no destructiva llevada a cabo por Brenda L. Buitrago en su Tesis Doctoral. Los datos que se consideran se exponen en la figura 4.6, dónde se representa el área dañada de cada probeta frente a la velocidad de impacto. En la figura 4.8 se observa la aproximación realizada a partir del área dañada obtenida de la inspección por C-Scan según la ecuación 4.1.

A partir de la extensión dañada A (en mm^2) obtenida mediante la inspección no destructiva, se pasa a aproximar dicho daño a un agujero circular de radio R (en mm) situado en la zona central de la probeta a partir de la expresión:

$$R = \sqrt{\frac{A}{\pi}} \quad (4.1)$$

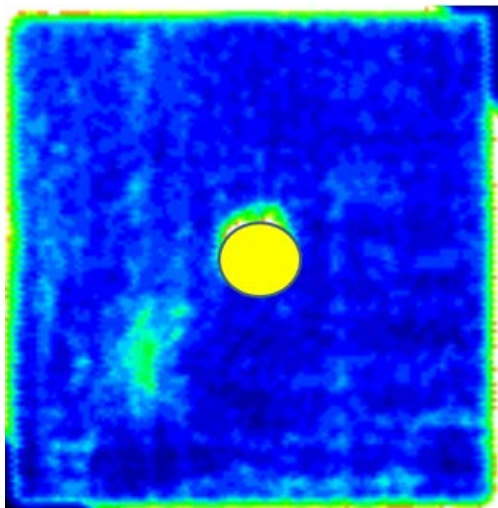


Figura 4. 7 Aproximación de daño inspeccionado a un agujero en zona central.

Los resultados se presentan en la figura 4.8 y en la tabla 4.2. Estos datos obtenidos serán empleados en el modelo teórico, y se utilizarán para calcular la tensión de rotura según los dos criterios propuestos por Nuismer y Whitney.

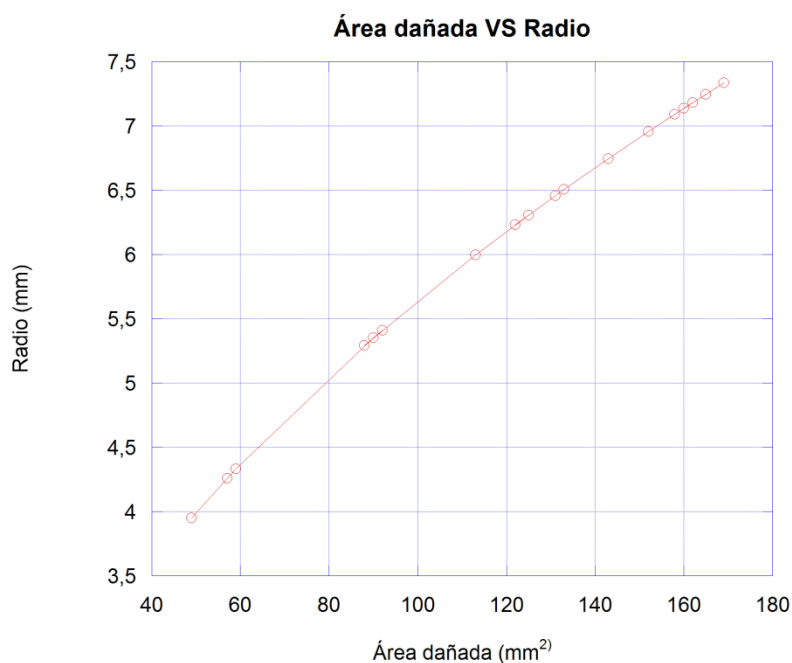


Figura 4. 8 Área dañada VS Radio.

4.2 APLICACIÓN DEL MODELO TEÓRICO BAJO CARGAS DE COMPRESIÓN

En el capítulo 2 se explicó el modelo teórico basado en los criterios formulados por Whitney y Nuismer que permiten predecir la distribución de tensiones en placas con un agujero. En este apartado se pretende utilizar dicho modelo teórico para predecir el comportamiento de las placas de tejido equilibrado AS4/8552 que han sido inspeccionadas previamente con el C-Scan. Se quiere estudiar el comportamiento del modelo bajo cargas de compresión, ya que existen pocos estudios teóricos respecto a este tipo de solicitación. Estos resultados podrían servir para comparar con los resultados obtenidos mediante ensayos de compresión después de impacto para así poder validar los resultados del modelo teórico de Whitney y Nuismer. Los radios utilizados para calcular el modelo teórico se han obtenido en el apartado 4.1, realizando una aproximación en la que el área dañada se aproxima a un agujero situado en la zona central. Los datos obtenidos se resumen en la tabla 4.2.

Tabla 4. 2 Resumen de datos de la inspección del AS4/8552.

Identificación Placa	Velocidad de Impacto (m/s)	Área dañada (mm^2)	Aproximación Radio (mm)
LF8	93,7	162	7,181
LF1	112	169	7,334
LF6	178	165	7,247
LF3	188	160	7,136
LF5	196,8	162	7,181
LF4	206,2	158	7,092
LF9	210	152	6,956
LF11	225	143	6,747
LF12	230,6	133	6,507
LF10	243,7	131	6,457
LF13	263	122	6,232
LF17	266,4	125	6,308
LF14	281,5	113	5,997
LF16	318	88	5,293
LF15	328,1	92	5,412
LF18	335,5	90	5,352
LF19	412,5	59	4,334
LF20	487,5	57	4,260
LF21	562,5	49	3,949

- **MODELO TEÓRICO APLICADO A LAS PLACAS DE TEJIDO AS4/8552**

Todas las ecuaciones necesarias para realizar este estudio se pueden consultar en el capítulo 3, dónde se sigue el mismo procedimiento para el Scotchply 1002 que el que se lleva a cabo en este capítulo para las placas de tejido equilibrado AS4/8552.

El primer paso consiste en calcular el factor de concentración de tensiones ortotrópico " Kt^∞ " para una placa de ancho infinito, que se calcula según la ecuación 3.3:

La matriz de rigidez del tejido equilibrado $[A]$ resultante, calculada a partir de las ecuaciones 3.4 y 3.5 es:

$$A = \begin{pmatrix} 138,67 & 15,25 & 0 \\ 15,25 & 138,67 & 0 \\ 0 & 0 & 7,4 \end{pmatrix} \cdot 10^3 \left(\frac{N}{mm} \right)$$

Por lo que aplicando la ecuación 3.3 se obtiene el valor de Kt^∞ , que resulta:

$$Kt^\infty = 5.50$$

Cómo se puede ver en la ecuación 3.12 del capítulo 3, es necesario calcular el factor de corrección geométrico f_w , que permite que se aplique la ecuación a placas finitas. Es necesario calcular este factor para cada radio. Cómo también se comentó anteriormente, el factor f_w cuando se cumple la condición de $\frac{2R}{W} \leq \frac{1}{3}$. Siendo R el radio del agujero y W el ancho de la placa. Recordando que $W = 125$ mm, los resultados obtenidos para todos los radios cumplen la condición $\frac{2R}{W} \leq \frac{1}{3}$ por lo que se puede asegurar que la aproximación obtenida es buena.

Una vez calculados todos los valores comunes, se procede a aplicar cada modelo a las placas de tejido equilibrado de AS4/8552.

- **POINT STRESS CRITERIUM (PSC)**

Todas las ecuaciones necesarias para desarrollar este modelo se pueden estudiar en el capítulo 2 desde la ecuación 2.8 hasta la 2.14. El parámetro d_0 es un parámetro característico del material, por lo que el elegido para realizar la aproximación es $d_0 = 1$ mm, que es el mismo utilizado en el artículo de Whitney y Nuismer (1974). Una vez obtenidos los resultados de los ensayos experimentales, es posible realizar un estudio de sensibilidad del parámetro cómo el realizado en el capítulo 3.

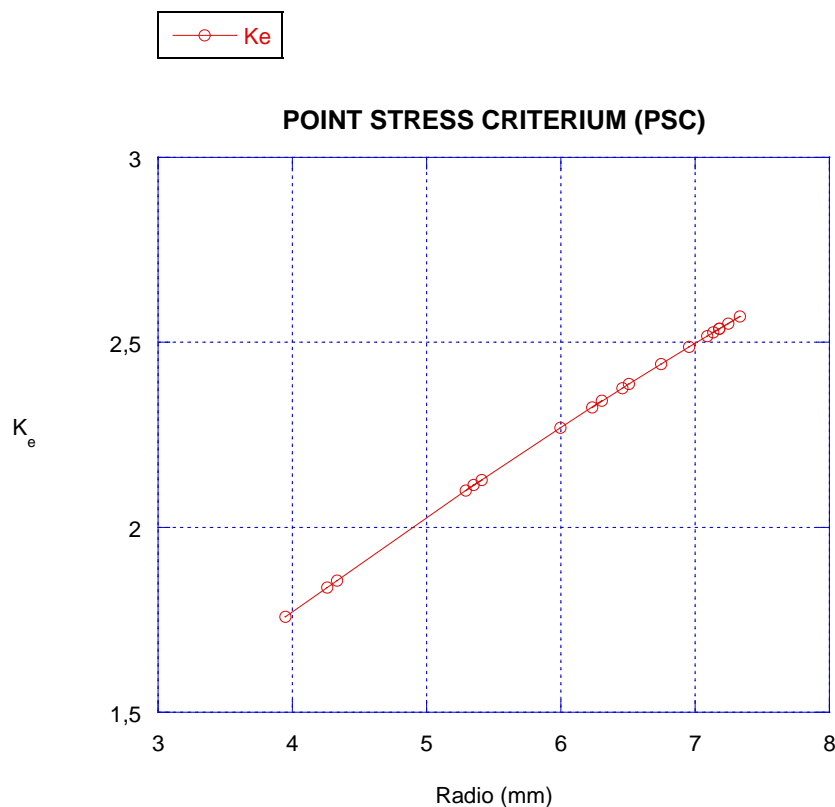


Figura 4.9 Factor de concentración de tensiones K_e VS Radio de cada probeta (PSC)

En la figura 4.9 puede observarse la predicción realizada por el “*Point Stress Criterium (PSC)*” para las probetas de tejido AS4/8552. Se puede comprobar cómo a medida que a medida que el radio aumenta, el factor de concentración de tensiones también aumenta. Para comprobar su funcionamiento, lo ideal sería poder comprobar los resultados obtenidos teóricamente con los valores obtenidos de los ensayos experimentales de compresión después de impacto.

- **AVERAGE STRESS CRITERIUM (ASC)**

Todas las ecuaciones necesarias para desarrollar este modelo se pueden estudiar en el capítulo 2 desde la ecuación 2.15 hasta la 2.18. El parámetro a_0 también se trata de un parámetro característico del material. En este caso también se emplea el mismo que Whitney y Nuismer (1974) en su artículo original, es decir $a_0 = 3,89$ mm. Además, en el estudio de sensibilidad realizado en el capítulo 2, ha resultado ser el valor más adecuado. Sin embargo no hay que olvidar que este parámetro depende del material, a pesar de que es muy común utilizar el mismo valor del parámetro geométrico para realizar un estudio con distintos materiales. Igual que sucede con el PSC, una vez obtenidos los resultados de

los ensayos experimentales, es posible realizar un estudio de sensibilidad del parámetro cómo el realizado en el capítulo 3.

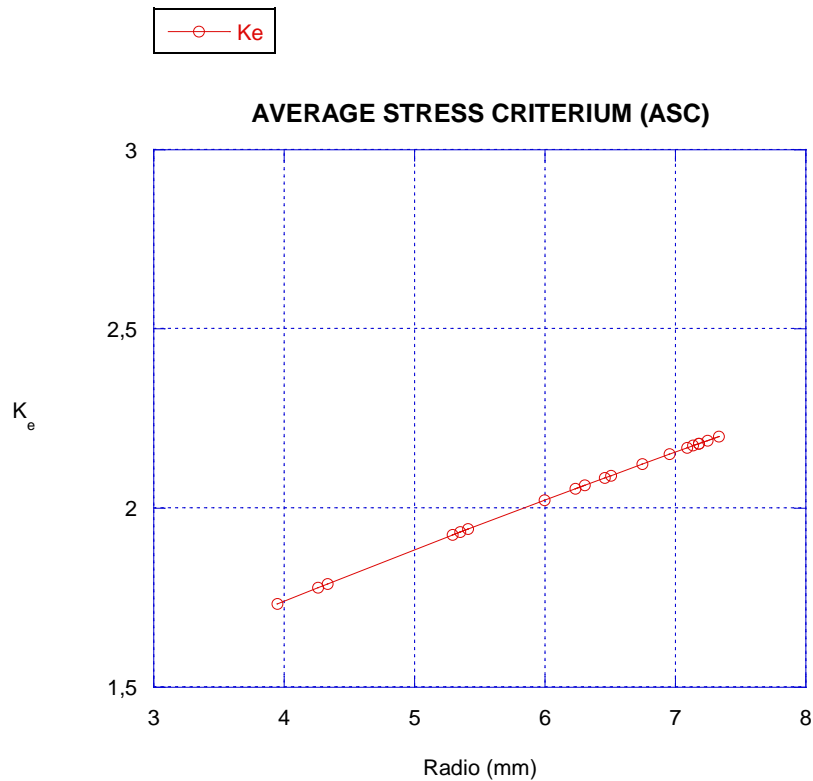


Figura 4. 10 Factor de concentración de tensiones K_e VS Radio de cada probeta (ASC)

En la figura 4.10 puede observarse la predicción en la evolución del factor de concentración de tensiones K_e realizada por el “*Average Stress Criterium (ASC)*”. La evolución tiene la misma tendencia que la realizada por el PSC, y se aprecia que a medida que aumenta el radio aumenta el factor de concentración de tensiones K_e . Es posible apreciar que se trata de una predicción más conservadora que la realizada por el PSC, y cómo los valores se encuentran más próximos entre sí en la gráfica 4.10.

Cabe destacar que para poder comparar con los valores de resistencia residual que se obtendrían de la realización de ensayos de compresión después de impacto, hay que utilizar la ecuación 4.5, que relaciona la tensión aplicada σ_N en el ensayo con el factor de concentración de tensiones K_e .

$$K_e = \frac{\sigma_0}{\sigma_N} \quad (4.5)$$

Dónde σ_0 es la tensión del laminado intacto, que debe obtenerse de forma práctica ensayando una probeta sin agujero de tejido equilibrado AS4/8552.

5 ESTUDIO DE VIABILIDAD DE ENSAYO DE COMPRESIÓN DESPUÉS DE IMPACTO.

El método para obtener el valor de resistencia residual es realizando un ensayo de “Compresión Después de Impacto” [*Compression After Impact (CAI)*]. Se dispone de un útil diseñado para placas de 120 mm x 120 mm, mientras que las placas disponibles para este estudio son de 125 mm x 125 mm. Por lo tanto, es necesario comprobar si es posible llevar a cabo los ensayos de manera satisfactoria con el mencionado útil.

La resistencia residual es la máxima resistencia que soporta el laminado tras haber sido sometido a un impacto previamente. Para obtener datos significativos, es importante comparar el valor de resistencia residual con el valor de una placa de idénticas características ensayada sin haber sido impactada previamente.

La máquina universal de ensayos utilizada para llevar a cabo los ensayos de compresión después de impacto es del fabricante INSTRON, y se muestra en la figura 5.1. Se encuentra ubicada en el Laboratorio de Caracterización Mecánica de Materiales (LabMec) de la Universidad Carlos III de Madrid. Dicha máquina presenta una célula de carga de 250 KN. Se trata de una máquina de ensayo versátil en la que dependiendo del utillaje pueden realizarse montajes para realizar ensayos de tracción, de compresión, de flexión y de fatiga.



Figura 5. 1 Máquina de ensayo universal Instron.

Cómo previamente se ha señalado, el valor que se obtiene en el ensayo de CAI y se utiliza para comparar es la resistencia de compresión después de impacto (σ_c), concepto introducido en el capítulo 2 del presente documento.

Para la realización de los ensayos de CAI, las probetas previamente impactadas se introducen en el útil de ensayo, cuyas partes pueden diferenciarse en la figura 5.2. Nótese que en dicha figura se encuentra la probeta que no ha sido impactada, la cual se ensaya para tener una referencia del comportamiento del material intacto. El útil está formado por dos placas rígidas, una superior y otra inferior, por cuatro placas antipandeo y por cuatro pasadores de sujeción lateral. La función de estos pasadores consiste en evitar el movimiento lateral de las probetas, es decir, su función es que la probeta esté fija en el útil.

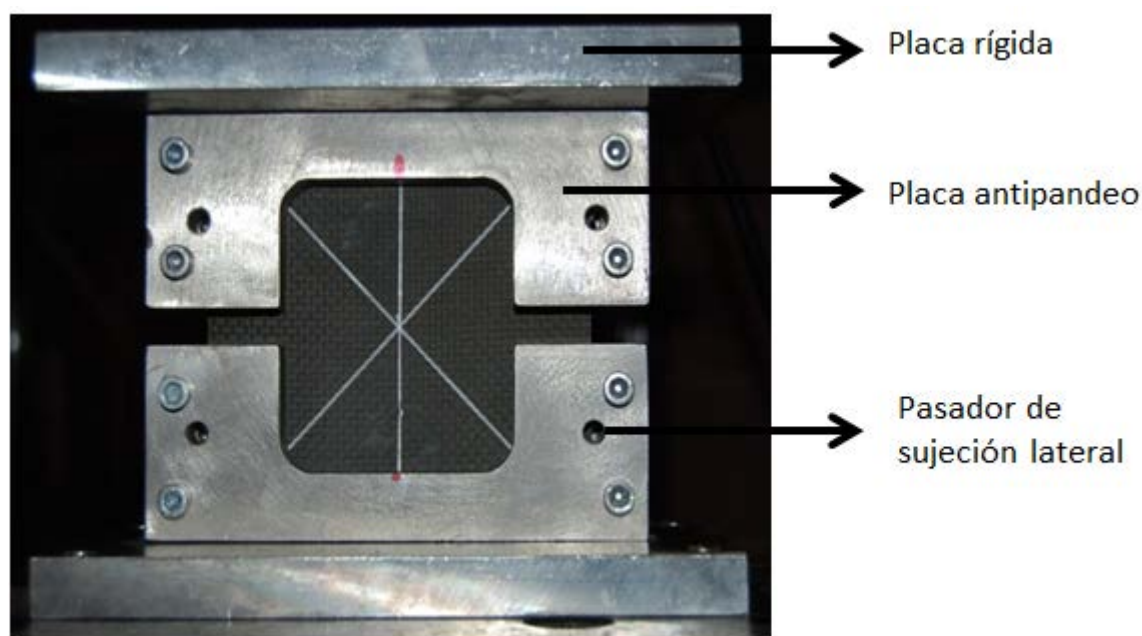


Figura 5. 2 Útil empleado para los ensayos de CAI.

Cabe destacar que este útil está diseñado para placas de $120 \times 120 \text{ mm}^2$, y las placas de las que se disponen son de $125 \times 125 \text{ mm}^2$. Es muy importante tener en cuenta que en este caso no fue posible utilizar los pasadores de sujeción lateral debido a motivos geométricos.

Una vez instalado el set-up de compresión se introduce la probeta en el útil de ensayo y se coloca en la máquina, como se puede observar en la figura 5.3. Tras realizar el proceso de pre-carga, se comienza el ensayo a una velocidad constante de 0.5 mm/min . Se elige esta velocidad de ensayo por ser la recomendada en la norma ISO 18352:2009.



Figura 5. 3 Montaje del útil en máquina.

Durante la realización del primer ensayo, correspondiente a la probeta sin impactar se aprecia una anomalía en relación a la duración del ensayo, que se prolonga un demasiado tiempo comparando con el que suele emplearse para este tipo de ensayo. Además puede observarse una clara anomalía en la gráfica carga-desplazamiento del actuador que se muestra en la figura 5.4, donde se observa que cuando la carga toma un valor aproximado de 35 KN el actuador se desplaza sin que la probeta perciba un aumento de carga.

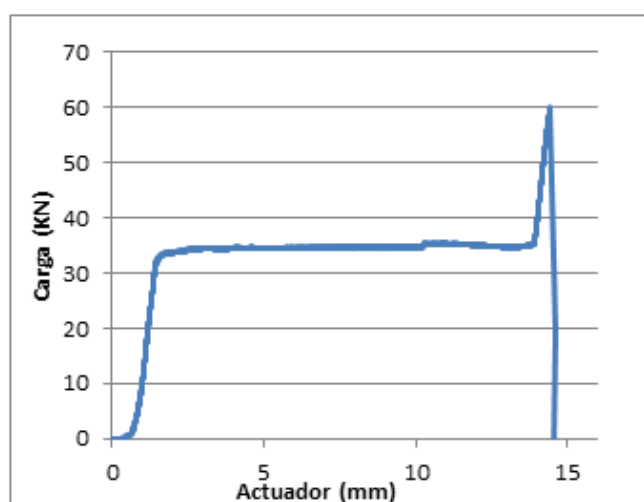


Figura 5. 4 Curva de Carga VS Desplazamiento del actuador de la placa sin impactar.

El aspecto típico de un ensayo de CAI se muestra en la figura 5.5, y consiste en una subida lineal hasta el punto de carga máxima, a partir del cual se produce una rotura catastrófica. En el punto de carga máxima es dónde se calcula la resistencia σ_c .

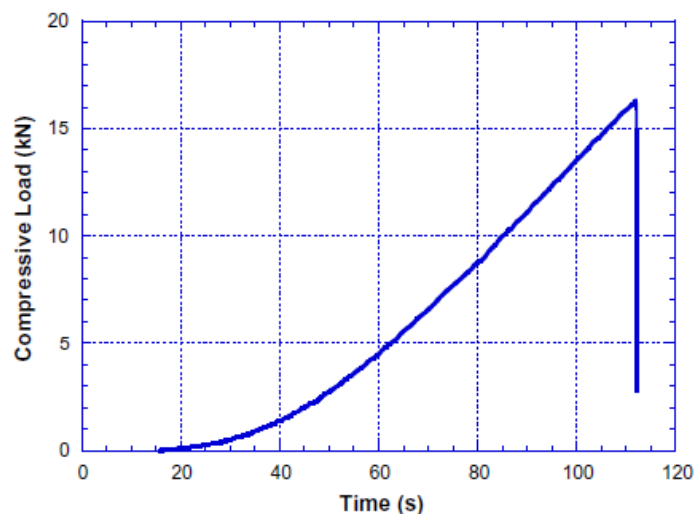


Figura 5. 5 Gráfica característica carga vs tiempo de un ensayo de CAI (Fuente: Sánchez-Sáez, 2007).

Para comprobar si se ha producido algún error durante el montaje se procede a repetir el ensayo mediante el montaje de una nueva probeta, que en este caso sí está impactada. Los resultados obtenidos se muestran en la figura 5.6, y siguen la misma tendencia que la figura 5.5. Se hace una última prueba con el mismo montaje y se varía la velocidad de ensayo hasta 1 mm/min, obteniendo de nuevo una gráfica de características semejantes a las anteriores, y por lo tanto se descarta que los resultados obtenidos se deban a la configuración de la máquina de ensayo durante la realización del mismo.

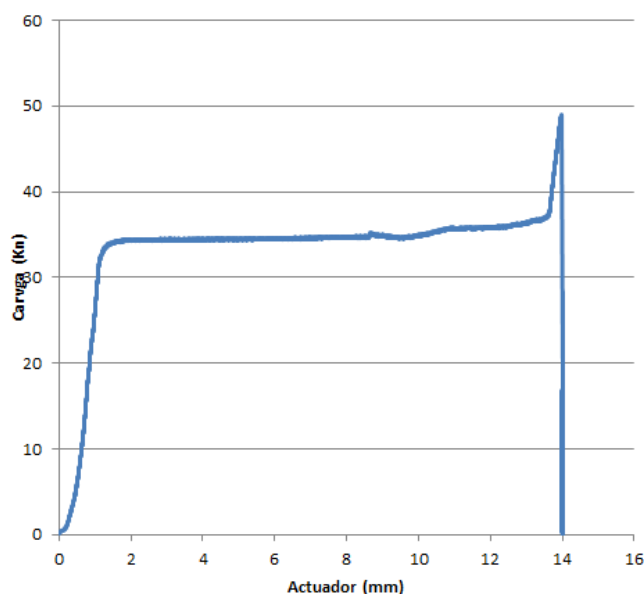


Figura 5. 6 Curva de Carga VS Desplazamiento del actuador de placa impactada

Como los resultados obtenidos no son aceptables, se estudia todo el proceso de ensayo para encontrar la razón o razones por las cuales el actuador se desplaza tantos milímetros sin aportar carga a la probeta.

HIPÓTESIS FORMULADAS:

Tras analizar el proceso de ensayo detenidamente y analizar los resultados se presentan las siguientes hipótesis, mediante las cuales se intenta explicar las razones por las que el ensayo no transcurre de forma adecuada:

- Analizando detenidamente el útil de ensayo, se encuentran holguras en partes críticas. Es decir, estas holguras se encuentran en zonas de unión entre las distintas partes del útil, y producen que la carga no se transmita de forma uniforme. Con un calibre de espesor se mide una holgura de 0.70 mm en la zona señalada en rojo en la figura 5.7, mientras que en la zona simétrica del útil se puede afirmar que existe una holgura inferior a 0.02 mm.

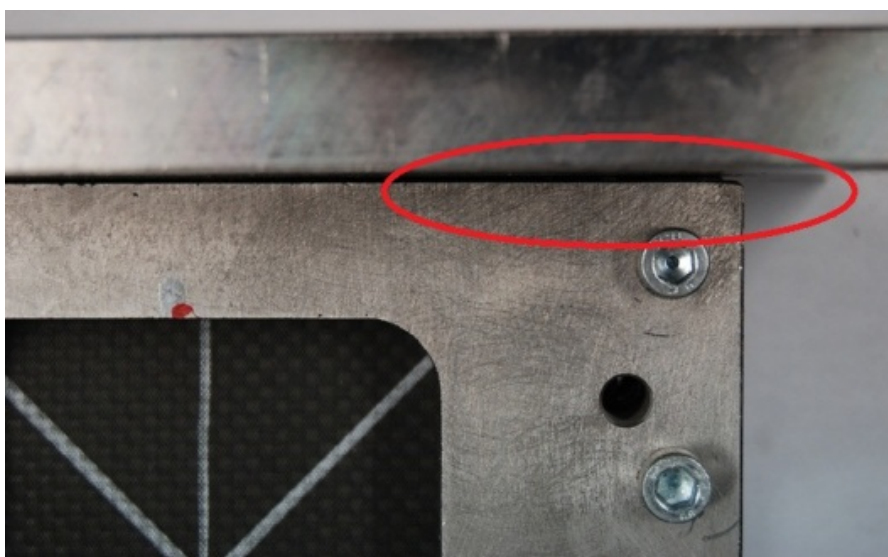


Figura 5. 7 Zona del útil de ensayo en la que se aprecian holguras de hasta 0.70 mm.

- Otra hipótesis formulada se centra en que el útil está diseñado para probetas de $120 \times 120 \text{ mm}^2$, para las cuales es posible utilizar los pasadores de sujeción lateral diseñados para impedir el movimiento lateral. Debido a esta circunstancia, observando con detalle mientras se realizaba uno de los ensayos realizados se aprecia que la probeta sufre un desplazamiento hacia un lateral durante el ensayo. Debido a la falta de sujeción lateral, por no poder utilizar los pasadores de sujeción lateral, la probeta sufre un desplazamiento lateral que acaba originando que la carga acabe entrando por cortadura en lugar de por compresión pura. Esta hipótesis toma forma al comprobar en la figura 5.8 que la rotura producida en una probeta impactada no presenta el aspecto típico de una rotura por compresión pura. Al existir la circunstancia de carga combinada, es posible comentar que la carga de rotura obtenida probablemente sea más baja que el valor de carga que se obtendría en un ensayo de compresión pura cómo el que se desea realizar. En las normas mencionadas en capítulos anteriores, los útiles de ensayo presentan guías laterales para evitar que se produzca los desplazamientos laterales. Otro

hecho que hay que tener en cuenta a la hora de analizar los posibles factores por los que los resultados obtenidos no han sido los adecuados se refiere al propio diseño de la probeta. Cabe destacar que las probetas utilizadas fueron diseñadas para emplear en pruebas de impacto a alta velocidad, por lo que en su diseño se eligió la configuración de tejido isótropo, así como las dimensiones adecuadas para realizar dicha prueba de impacto. Sin embargo, para realizar el ensayo de CAI en este útil, las dimensiones no son las más adecuadas, ya que no es posible fijar lateralmente las probetas y se produce el desplazamiento indicado anteriormente. Probablemente con un espesor mayor, que aportara mayor rigidez al conjunto sería posible obtener mejores resultados. También cabe señalar que el tejido no es la configuración más apropiada para soportar cargas de compresión pura, aunque sin embargo, sus propiedades son buenas a la hora de repartir el daño recibido a partir de un impacto, que fue el fin inicial por el que dichas probetas fueron diseñadas.

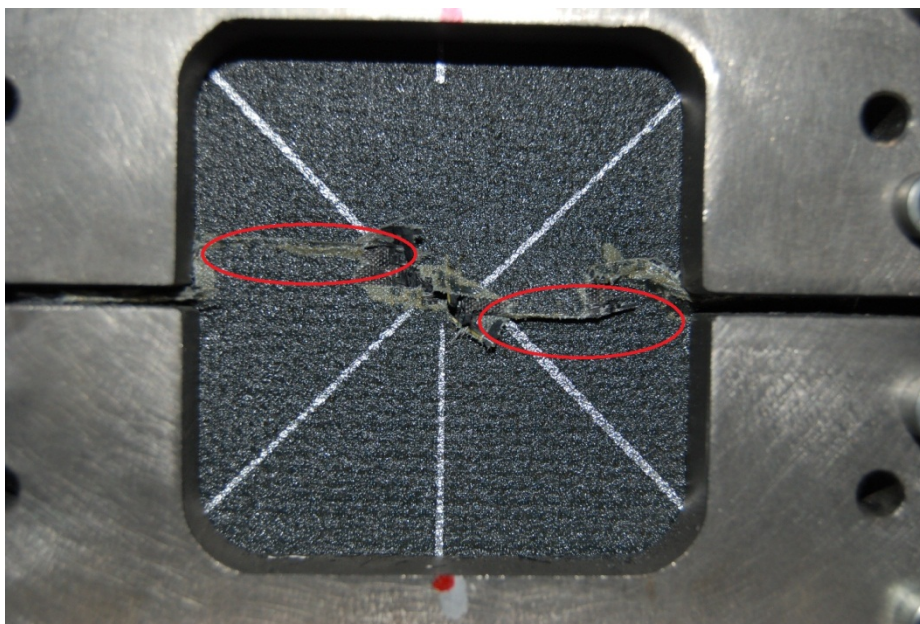


Figura 5. 8 Probeta impactada que en las zonas señaladas no presenta fallo típico de rotura por compresión.

- Una de las hipótesis que se planteó inicialmente era que la probeta podría estar viéndose afectada por el fenómeno de pandeo. Sin embargo, al observar el ensayo no se aprecia visualmente que se genere un abombamiento en la zona central de la probeta. Para realizar la comprobación definitiva y poder descartar la aparición de pandeo, lo ideal sería instalar galgas extensométricas a cada lado de la probeta para tomar una medida de las microdeformaciones y observar su comportamiento al realizar un nuevo ensayo.

Se deja en el apartado de trabajos futuros una referencia a cómo sería posible mejorar el útil o las probetas, para poder llevar a cabo el ensayo y conseguir los resultados deseados.

6 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

6.1 CONCLUSIONES

A lo largo del presente Trabajo Fin de Grado se ha evaluado la aplicación del modelo analítico desarrollado por Whitney y Nuismer (1974) para placas de material compuesto que presentan un agujero en la zona central y se ven sometidas a cargas en el plano, además se ha realizado un análisis de sensibilidad de dicho modelo. También se ha llevado a cabo una inspección no destructiva mediante la técnica de C-Scan a un grupo de placas de material compuesto, concretamente de tejido equilibrado, previamente impactadas a alta velocidad. Sobre dichas placas se ha aplicado el mismo modelo teórico, en este caso para cargas de compresión. Por último se ha realizado un ensayo de compresión después de impacto sobre las placas de tejido equilibrado.

Las conclusiones obtenidas después de llevar a cabo este trabajo son las siguientes:

- 1.- El modelo analítico desarrollado por Whitney y Nuismer, para laminado de cinta se ha estudiado y se han reproducido satisfactoriamente los resultados. Por lo tanto, se puede afirmar que las herramientas de cálculo utilizadas durante el desarrollo de este trabajo son las adecuadas y permite su utilización en el resto de cálculos.
- 2.- Tras realizar un estudio de sensibilidad del modelo, a la variación de los parámetros característicos a_0 y d_0 en los criterios utilizado por Whitney y Nuismer. En ambos casos y para radio de agujero constante, su incremento conlleva una disminución en el factor de concentración de tensiones efectivo (K_e). Adicionalmente, la dispersión se incrementa en los agujeros de mayor diámetro.
- 3.- La evolución del mencionado factor de concentración de tensiones efectivo (K_e) en función de las relaciones geométricas estudiadas, permite concluir que al aumentar la relación geométrica el valor máximo de K_e se incrementa. Adicionalmente, para puntos muy alejados del borde del agujero, el factor de concentración de tensiones efectivo tiende asintóticamente hacia un mismo valor.
- 4.- En los casos en los que la relación geométrica es la misma, el valor máximo de K_e coincide.

5.- La evaluación por inspección no destructiva sobre placas de tejido equilibrado AS4/8552 previamente impactadas, ha permitido determinar que era necesario realizar un ajuste en el equipo de inspección.

6.- El modelo teórico de Whitney y Nuismer fue aplicado para placas de tejido equilibrado sometidas a cargas de compresión en el plano, obteniéndose una tendencia similar a los valores determinados para el laminado de cinta.

7.- El útil empleado para realizar los ensayos de compresión después de impacto, no cumple los requerimientos necesario para ensayar placas de 125 mm x 125 mm. Los principales problemas identificados son: holgura, falta de sujeción lateral y posibilidad de pandeo de la placa.

6.2 TRABAJOS FUTUROS

- Realizar ensayos experimentales de compresión y tracción sobre laminados con agujeros para comprobar la validez del modelo analítico empleado en el desarrollo de este Trabajo Fin de Grado.
- Aplicar el modelo teórico para laminados con distinta secuencia de apilamiento en el que se incluyan láminas a $+45^\circ$ y -45° para comprobar su funcionamiento.
- Aplicar el modelo teórico de Whitney y Nuismer en un tejido no equilibrado.
- Aplicar el modelo teórico de Whitney y Nuismer sobre grietas no circulares.
- Realizar trabajos de mejora sobre el útil de ensayo utilizado para este trabajo y repetición de ensayos. Los trabajos requeridos pueden ser:
 - Corte de las probetas, evitando durante su mecanizado que sufran daños adicionales, a un tamaño compatible con los pasadores de alineamiento del útil.
 - Desmontaje y montaje del útil después del rectificado de las partes necesarias para eliminar las holguras existentes.
 - Verificar que no tiene lugar el pandeo de las placas, mediante el uso de galgas extensométricas.
 - Diseño de un útil nuevo de ensayo compatible con las dimensiones de las placas utilizadas en este trabajo. Para diseñar dicho útil sería muy interesante tener en cuenta los útiles que se encuentran recogidos en las normas mencionadas en el capítulo 2.

7 BIBLIOGRAFÍA

- Barbero, E. J. *"Introduction to Composite Material Design"*. Segunda edición. Boca Raton: CRC Press/Taylor and Francis, 2011. ISBN: 978-1-4200-7915-9.
- Barbero E.J.; Moure M.M.; Sánchez-Sáez S.; y Barbero E. "Análisis de la localización del daño en laminados empleando un modelo de daño discreto". MATCOMP'13. Cádiz (España).
- Barbero E.; García-Castillo S.; Sánchez-Sáez S.; "Transparencias de la asignatura Mecánica de Materiales Compuestos" 2010.
- Berrocal L.O. "Elasticidad". Tercera edición, McGraw-Hill, 1998. ISBN: 84-481-2046-9.
- Buitrago B.L.; García-Castillo S.K.; y Barbero E. "Experimental analysis of perforation of glass/polyester structures subjected to high-velocity impact". Materials Letters. 64 (2010) pp. 1052–1054.
- Buitrago B.L.; García-Castillo S.K.; y Barbero E. "Influence of shear plugging in the energy absorbed by thin carbon-fibre laminates subjected to high-velocity impacts". Composites: Part B 49 (2013) pp.86-92.
- Buitrago B.L.; Santiuste C.; Sánchez-Sáez S.; Barbero E., y Navarro C.; *"Modelling of Composite sandwich Structures with honeycomb core subjected to high-velocity impact"*. Composite Structures: Volume 92, Issue 9, August 2010, pp. 2090-2096.
- Buitrago Pérez B.L. (2012), *"Comportamiento de estructuras de material compuesto sometidas a cargas impulsivas"*. Tesis doctoral. Departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras. Universidad Carlos III de Madrid.
- García-Castillo S.K.; Buitrago Brenda L.; y Barbero Enrique. *"Behavior of Sandwich Structures and Spaced Plates Subjected to High-Velocity Impacts"*. POLYMER COMPOSITES. 2010.
- García-Castillo S.K; Navarro C.; Barbero E. "Damage in preloaded glass/vinylester composite panels subjected to high-velocity impacts". Mechanics Research Communications 55 (2014) pp.66– 71.
- García-Castillo S.K; Sánchez-Sáez S.; López-Puente J.; Navarro C.; Barbero E. *"Impact behaviour of preloaded glass/polyester woven plates"*. Composites Science and Technology 69 (2009) pp.711–717.
- García-Castillo S.K; Sánchez-Sáez S.; Barbero E. *"Nondimensional analysis of ballistic impact on thin woven laminate plates"*. International Journal of Impact Engineering 39 (2012) pp. 8-15.

- García-Castillo S.K. (2007); *"Análisis de laminados de materiales compuestos con precarga en su plano y sometidos a impacto"*. Tesis doctoral. Departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras. Universidad Carlos III de Madrid.
- Gillespie JR. J.R and Monib A.M." Damage Tolerance of Thick-section S-2 Glass Fabric Composites Subjected to Ballistic Impact Loading". Journal of Composite Materials. Vol. 37. No. 23/2003.
- Hexcel 8552 Data Product
- Haddad Y.; "Mechanical behaviour of engineering materials.Volume 2" Kluwer Academic Publishers, 2001. ISBN 1-4020-0350-1.
- Kaw K. *"Mechanics of Composite Materials"*. Boca Raton: CRC Press, 1997. ISBN: 0-8493-9656-5.
- López-Puente J.; Zaera R.; y Navarro C. "The effect of low temperature on the intermediate and high velocity impact response of CFRPs". Composite: Part B. Vol.33, pp.559-566. (2002).
- Martínez, V.; Corbella, B.; Gascons N.; Güemes, A. (2001). *"Estudio experimental de rotura de las juntas tipo T-Bolt"*, MATCOMP'01. Gijón (España).
- Miravete, A. *"Materiales compuestos"*. Antonio Miravete, 2000. ISBN: 84-921349-7-6
- Nuismer R.J. y Whitney J.M."Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations. J". Composite Materials, Vol. 8 (July 1974), pp. 253-265.
- Nuismer R.J. y Whitney J.M. *"Uniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentrations, en Fracture"*. Mechanics of Composites (Ed. G P Sendekyj) pp. 117-142.1975. American Society for Testing and Materials.
- Pandita D.S.; Nishiyabu K.; y Verpoest I. *"Strain concentrations in woven fabric composites with holes"*. Composite Structures 59 (2003) pp. 361-368.
- Peterson R.E. *"Stress concentration Factors"*. John Wiley, 1974.
- Richardson M.O.W.; Wisheart M.J.; "Review of low-velocity impacted composite panels", Composite Structures, Vol 27, pp. 1123-1131, 1996.
- Sánchez-Sáez S.; Barbero E.; y Navarro C. "Compressive residual strength at low temperatures of composites laminates subjected to low-velocity impacts". Composite Structures 85 (2008) 226-232.
- Tan, S. C. *"Stress Concentrations in Laminated Composites"*. Technomic, Lancaster, PA, 1994.

Toubal L.; Karama M.; y Lorrain B. *“Stress concentration in a circular hole in composite plate”*. Composite Structures 68 (2005) pp. 31-36.

- Xiong Y.; Poon C.; Straznicky P.V., Vietinghokoff K; *“A prediction methods for compressive strength of impact damage composite laminates”* Composite Structures Vol.30, pp. 357-367, 1995.
- Zhou G.; *“Effect of impact damage on residual compressive strength of glass-fiber reinforced polyester (GFRP) laminates”*, Composite Structures, Vol 35, pp 171-181, 1996.

NORMAS DE ENSAYOS MECÁNICOS

- AITM 1-0010 (Normativa interna de la compañía Airbus relativa a ensayos mecánicos). *“Determination of Compression Strength After Impact”* (2005).
- ASTM D7137/D7137M – 12. *“Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates”* (2012).
- ISO 18352:2009. *“Carbon-fibre-reinforced plastics — Determination of compression after-impact properties at a specified impact-energy level”*. (2009).